

# Forschungsbericht 2013-34

## **Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität**

Tobias Franziskus Wunderlich

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
Institut für Aerodynamik und  
Strömungstechnik  
Braunschweig



DLR

Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt



# **Forschungsbericht 2013-34**

## **Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität**

Tobias Franziskus Wunderlich

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
Institut für Aerodynamik und  
Strömungstechnik  
Braunschweig

214 Seiten  
86 Bilder  
54 Tabellen  
170 Literaturstellen



DLR

Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt





**TU Braunschweig - Campus Forschungsflughafen**  
**Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik**

**Forschungsbericht 2013-09**

**Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln  
für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung  
der statischen Aeroelastizität**

Tobias Franziskus Wunderlich

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik  
Braunschweig

---

Diese Veröffentlichung wird gleichzeitig in der Berichtsreihe „Campus Forschungsflughafen - Forschungsberichte“ geführt.

Diese Arbeit erscheint gleichzeitig als von der Fakultät für Maschinenbau der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktor-Ingenieurs genehmigte Dissertation.



# Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität

Von der Fakultät für Maschinenbau  
der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig

zur Erlangung der Würde  
eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)  
genehmigte Dissertation

von: Dipl.-Ing. Tobias Franziskus Wunderlich  
aus: Oelsnitz im Vogtland

eingereicht am: 24.08.2012  
mündliche Prüfung am: 22.03.2013

Referenten: Prof. Dr.-Ing. habil. C.-C. Rossow  
Prof. Dr.-Ing. R. Radespiel  
Prof. Dr.-Ing. P. Horst

# **Multidisciplinary wing optimization of commercial aircraft with consideration of static aeroelasticity**

## **Abstract**

The scope of this thesis presents the development and application of a high fidelity simulation process chain for commercial aircraft wing multidisciplinary optimization. Multidisciplinary optimization is a design method, which encompasses several disciplines and their interactions in a numerical optimization. This method is carried out to achieve the optimal solution for a given design task with respect to an selected objective function.

Based upon a parametric CAD-model the aerodynamic coefficients of the wing are determined through solving the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations (RANS) within a numerical flow simulation. Structural mass and elastic characteristics of the wing are determined from structural sizing of the wing box for essential load cases by usage of the finite element method (FEM). The interactions between the aerodynamic forces and the structural deformations of the elastic wing are considered in the process chain with fluid structure coupling. Aircraft performance and structural mass of the aircraft, equipped with the corresponding wing, are calculated within the automatic process chain with consideration given to the static aeroelasticity under cruise flight conditions over a given flight mission.

A conceptual design of the baseline configuration and a transonic airfoil family forms an initial input to the application of the process chain for the wing multidisciplinary optimization. Firstly, to design the inner wing, an optimization of the inner airfoil geometry and the twist with lift-to-drag ratio as objective function is conducted. This inner wing design reduces the un-sweeping of the isobars which results in a reduction of transonic drag. Based upon the optimized inner wing airfoil geometry, multidisciplinary optimizations of the wing planform are followed, which include the twist and span-wise thickness distribution as design parameters. Range and efficiency, in terms of fuel consumption per range and payload, are used as objective functions in the wing planform multidisciplinary optimizations. The described procedure for wing multidisciplinary optimization is used for backward and forward swept wings. The obtained results, with usage of a deterministic optimization method, show the potential of the multidisciplinary approach and the influence of the objective function in the optimization of backward and forward swept wings for commercial aircraft.

# Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität

## Übersicht

Diese Arbeit beschreibt die Entwicklung und Anwendung einer aus hochgenauen Simulationsverfahren bestehenden Prozeßkette zur multidisziplinären Optimierung von Tragflügeln für Verkehrsflugzeuge. Dabei stellt die multidisziplinäre Optimierung eine Entwurfsmethode dar, bei der mehrere Fachdisziplinen und deren Wechselwirkungen in einer numerischen Optimierung berücksichtigt werden. Das Ziel der multidisziplinären Optimierung ist es, die optimale Lösung einer von mehreren Disziplinen bestimmten Entwurfsaufgabe im Hinblick auf eine gewählte Zielfunktion aufzufinden.

Basierend auf einem parametrischen CAD-Modell werden die aerodynamischen Beiwerte des Tragflügels mit einer numerischen Strömungssimulation durch Lösung der zeitlich gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS) ermittelt. Strukturmasse und elastisches Verhalten des betrachteten Tragflügels folgen aus einer strukturellen Dimensionierung des Flügelkastens für ausgewählte, die Dimensionierung wesentlich beeinflussende Lastfälle mit einer numerischen Struktursimulation unter Verwendung der Finite-Elemente-Methode (FEM). Dabei werden die Wechselwirkungen zwischen den aerodynamischen Kräften und den Strukturverformungen des elastischen Tragflügels durch eine Strömungs-Struktur-Kopplung in der Prozeßkette berücksichtigt. Mit der automatisierten Prozeßkette werden Flugleistung und Strukturmasse eines mit dem betrachteten Tragflügel ausgerüsteten Verkehrsflugzeugs unter Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität im Reiseflug für eine Flugmission bestimmt.

Ausgehend vom Konzeptentwurf der Basiskonfiguration und einer Familie von transsonischen Tragflügelprofilen erfolgt die Anwendung der Prozeßkette zur multidisziplinären Optimierung von Tragflügeln. Zu Beginn dient die Optimierung des Innenprofils und der Verwindung mit der Gleitzahl als Zielfunktion dem Entwurf der Profilgeometrie im Innenflügelbereich, um der stark widerstandsbehafteten Entpfeilung der Isobaren im Mittelschnitt bei transsonischen Strömungsverhältnissen entgegenzuwirken. Basierend auf den damit gewonnenen Profilgeometrien folgen multidisziplinäre Optimierungen des Flügelgrundrisses, welche die Verwindung und spannweite Profildickenverteilung als Entwurfsparameter einschließen. Bei diesen multidisziplinären Grundrißoptimierungen kommen die Reichweite und die Effizienz in Form des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs als Zielfunktionen zur Anwendung. Das beschriebene Vorgehen der multidisziplinären Tragflügeloptimierung wird sowohl auf Tragflügel mit Rückwärtspfeilung als auch auf vorwärts gepfeilte Flügel angewendet. Die mit einem deterministischen Optimierungsverfahren gewonnenen Optimierungsergebnisse zeigen das Potential des multidisziplinären Ansatzes und den Einfluß der Zielfunktion auf die Optimierungen rück- und vorwärts gepfeilter Tragflügel für Verkehrsflugzeuge auf.



# Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als Doktorand und der anschließenden Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR).

Mein herzlicher Dank gilt meinem ehemaligen Abteilungsleiter Herrn Prof. Dr.-Ing. K.-H. Horstmann für die interessante und herausfordernde Aufgabenstellung und die wissenschaftliche Betreuung dieser Arbeit. Gerne erinnere ich mich an die fachlichen Diskussionen und wertvollen Anregungen, welche wesentlich zum Gelingen der Arbeit beigetragen haben.

Für die ausgezeichneten Arbeitsbedingungen am Institut und die Übernahme des Referats möchte ich mich besonders beim Leiter des Instituts für Aerodynamik und Strömungstechnik Herrn Prof. Dr.-Ing. habil. C.-C. Rossow bedanken.

Weiterhin gilt mein Dank dem Leiter des Instituts für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig für die Bereitschaft das Koreferat zu übernehmen und das Manuskript mit seinen Beiträgen zu bereichern.

Beim Institutsleiter des Instituts für Flugzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Braunschweig Herrn Prof. Dr.-Ing. P. Horst möchte ich mich für die Übernahme des Prüfungsvorsitzes recht herzlich bedanken.

Besonders bedanken möchte ich mich an dieser Stelle bei meinen Kollegen von unserem Institut und den mit ihren Beiträgen beteiligten Kollegen vom Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik für die benötigte Unterstützung und uneingeschränkte Zusammenarbeit. Für die wohl meisten fachlichen Gespräche, Diskussionen und Anregungen möchte ich mich hier besonders bei Herrn Dr.-Ing. M. Hepperle bedanken.

Mein ehemaliger Abteilungsleiter Herr Prof. Dr.-Ing. K.-H. Horstmann und sein Nachfolger Herr Dr.-Ing. H. Frhr. Geyr von Schweppenburg haben mir den nötigen Freiraum zum Erstellen dieser Arbeit eingeräumt. Dafür möchte ich mich herzlich bedanken.

Neben der fachlichen Betreuung hat die Unterstützung des privaten Umfeldes einen großen Anteil am Gelingen dieser Arbeit. Hierfür bedanke ich mich in besonderer Weise bei meiner geliebten Ehefrau Birthe.

Gewidmet  
Meinen Eltern





# Inhaltsverzeichnis

<b>Bezeichnungen</b>	<b>ix</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2 Multidisziplinärer Entwurf und Optimierung von Tragflügeln</b>	<b>5</b>
2.1 Multidisziplinärer Entwurf und Optimierung mit einfachen Simulationsverfahren	5
2.2 Multidisziplinäre Analyse mit hochgenauen Simulationsverfahren . . . . .	6
2.3 Multidisziplinäre Optimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren . . . . .	8
2.3.1 Verfahren zur multidisziplinären Optimierung und Rechenaufwand . . . . .	10
2.3.2 Berücksichtigung der statischen und dynamischen aeroelastischen Effekte	13
<b>3 Entwurf von Tragflügeln für Verkehrsflugzeuge</b>	<b>15</b>
3.1 Konzeptentwurf der Basiskonfiguration . . . . .	15
3.1.1 Dimensionierung (sizing) . . . . .	17
3.1.2 Entwurfsdiagramm . . . . .	29
3.1.3 Flügelauslegung . . . . .	31
3.2 Physikalische Aspekte des Tragflügelentwurfs . . . . .	34
3.2.1 Transsonische Aerodynamik . . . . .	34
3.2.2 Tragflügelstruktur . . . . .	47
3.2.3 Aeroelastik . . . . .	56
<b>4 Modelle und Simulationsverfahren zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung</b>	<b>71</b>
4.1 Beschreibung der Geometrie und Parametrisierungsmethoden . . . . .	71
4.1.1 Parametrisierungsmethoden für hochgenaue Simulationsverfahren . . . . .	72
4.1.2 Parametrisierung des Flügelprofils . . . . .	73
4.2 Simulationsmodelle und Rechenaufwand . . . . .	74
4.2.1 Aerodynamische Simulationsverfahren . . . . .	75
4.2.2 Strukturmechanische Simulationsverfahren . . . . .	77
4.2.3 Auswahl der Simulationsverfahren für die Tragflügeloptimierung . . . . .	79
4.3 Strömungs-Struktur-Kopplung . . . . .	81
4.4 Zielfunktion der Optimierung . . . . .	82
4.5 Optimierungsstrategien . . . . .	85
4.5.1 Numerische Optimierungsverfahren . . . . .	85
4.5.2 Auswahl des Optimierungsverfahrens für die Tragflügeloptimierung . . . . .	87
<b>5 Prozeßkette zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung</b>	<b>89</b>
5.1 Beschreibung der Prozeßkette und ihrer Bestandteile . . . . .	89
5.1.1 Flugmission . . . . .	91
5.1.2 Parametrisches CAD-Modell . . . . .	93
5.1.3 Strömungssimulation . . . . .	98
5.1.4 Aerodynamisches Netz . . . . .	101
5.1.5 Strukturanalyse . . . . .	103
5.1.6 Strukturmechanisches Netz . . . . .	105

---

5.1.7	Dimensionierung der Tragflügelstruktur . . . . .	108
5.1.8	Interpolation für die Strömungs-Struktur-Kopplung . . . . .	111
5.1.9	Deformation des aerodynamischen Volumennetzes . . . . .	111
5.1.10	Relaxation der Deformationen . . . . .	112
5.1.11	Optimierungsverfahren . . . . .	112
5.2	Bestimmung der Widerstandsanteile . . . . .	112
5.3	Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung . . . . .	115
<b>6</b>	<b>Ergebnisse der Tragflügeloptimierungen</b>	<b>117</b>
6.1	Nebenbedingungen der Optimierungsrechnungen . . . . .	118
6.2	Optimierungen des Innenflügelprofils und der Verwindung . . . . .	119
6.3	Optimierungen des Flügelgrundrisses . . . . .	132
6.3.1	Gleitzahloptimierung . . . . .	132
6.3.2	Reichweiten- und Effizienzoptimierungen . . . . .	138
6.4	Rechenzeiten . . . . .	167
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung</b>	<b>169</b>
<b>8</b>	<b>Ausblick</b>	<b>175</b>
	<b>Literatur</b>	<b>177</b>
<b>A</b>	<b>Turbulenzmodellierung</b>	<b>189</b>
A.1	Zeitmittelung der Grundgleichungen . . . . .	189
A.2	Turbulenzmodellierung mit Wirbelviskositäts-Modellen . . . . .	192
A.3	Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras . . . . .	193
<b>B</b>	<b>Ergebnisse der Tragflügeloptimierungen</b>	<b>195</b>
B.1	Optimierungen des Innenflügelprofils und der Verwindung . . . . .	195
B.2	Reichweiten- und Effizienzoptimierungen . . . . .	196

# Bezeichnungen

## Lateinische Symbole

$A$	Streckung
$A$	Querschnittsfläche
$a$	Schallgeschwindigkeit (ideales Gas: $a = \sqrt{\kappa R T}$ )
$a_S$	Abstand der Stringer
$B$	Koeffizienten der CST-Parametrisierung
$b$	Spannweite
$b$	Querschnittsbreite
$b_{st}$	strukturelle Spannweite
$b_S$	Breite der Stringer
$C$	Class Function der CST-Parametrisierung
$C^+$	Integrationskonstante der Grenzschichtgleichung
$C_L$	Auftriebsbeiwert
$C_l$	Auftriebsbeiwert des Profils, lokaler Auftriebsbeiwert
$C_{L,max}$	maximaler Auftriebsbeiwert in Reiseflugkonfiguration
$C_{L,max,L}$	maximaler Auftriebsbeiwert in Landekonfiguration
$C_{L,max,TO}$	maximaler Auftriebsbeiwert in Startkonfiguration
$C_{L,max L/D}$	Auftriebsbeiwert bei maximaler Gleitzahl
$C_D$	Widerstandsbeiwert
$dC_L/d\alpha$	Auftriebsgradient des Flügels
$dC_l/d\alpha$	Auftriebsgradient des Profils
$C_f$	Reibungsbeiwert
$C_{Dt}$	Trimmwiderstandsbeiwert
$C_{Dw}$	Wellenwiderstandsbeiwert
$C_{Dpa}$	parasitärer Widerstandsbeiwert
$C_{D0}$	Nullwiderstandsbeiwert
$\Delta C_{D,G}$	zusätzlicher Widerstandsbeiwert bei ausgefahrenem Fahrwerk
$\Delta C_{D,F}$	zusätzlicher Widerstandsbeiwert bei ausgefahrenen Landeklappen
$\Delta C_{D,S}$	zusätzlicher Widerstandsbeiwert bei ausgefahrenen Vorflügeln
$C_{D,B}$	Widerstandsbeiwert des Rumpfes und der Leitwerke
$C_{D,W}$	Widerstandsbeiwert des Tragflügel
$C_{Df,W}$	Reibungswiderstandsbeiwert des Flügels
$C_{Di,W}$	induzierter Widerstandsbeiwert des Flügels
$C_{Dp,W}$	Druckwiderstandsbeiwert des Flügels
$C_{Dw+pv,W}$	Summe aus Wellenwiderstandsbeiwert und reibungsabhängigen Druckwiderstandsbeiwert des Flügels
$C_d$	Widerstandsbeiwert des Profils
$C_{dv}$	viskoser Widerstandsbeiwert des Profils
$C_{dw}$	Wellenwiderstandsbeiwert des Profils
$c$	Profiltiefe
$c_V$	spezifische isochore Wärmekapazität
$c_p$	spezifische isobare Wärmekapazität

$c_p$	Druckbeiwert
$c_{p_{crit}}$	kritischer Druckbeiwert
$D$	Widerstand
$D_i$	induzierter Widerstand
$d$	Wandabstand
$E$	spezifische Gesamtenergie
$E$	Elastizitätsmodul
$\tilde{E}$	spezifische Gesamtenergie der turbulenten Strömung
$e$	Oswald-Faktor
$e$	spezifische innere Energie
$\tilde{e}$	spezifische innere Energie der turbulenten Strömung
$F$	Schub
$F(\vec{x})$	Zielfunktion
$\vec{F}_a$	Vektor der äußeren Kräfte auf die Knoten (Knotenkräfte)
$FF$	Formfaktor
$FL$	Flugfläche (flight level)
$f$	Strömungsgröße
$G$	Schubmodul
$g$	Erdbeschleunigung
$g(\vec{x})$	Ungleichheitsnebenbedingung
$H$	Flughöhe
$H$	Hesse-Matrix
$H$	spezifische Gesamtenthalpie
$\tilde{H}$	spezifische Gesamtenthalpie der turbulenten Strömung
$\tilde{h}$	spezifische innere Enthalpie der turbulenten Strömung
$h$	spezifische innere Enthalpie
$h(\vec{x})$	Gleichheitsnebenbedingung
$h_S$	Höhe der Stringer
$I$	Flächenträgheitsmoment
$I_S$	Flächenträgheitsmoment der Stringer
$K$	Systemsteifigkeitsmatrix
$K_g$	Böenabminderungsfaktor
$k$	Kármán-Konstante
$k_A$	Technologiefaktor des Profils in der Korn-Gleichung 3.42
$k_{APP}$	Faktor zur Bestimmung der Sicherheitslandestrecke
$k_{CL}$	Faktor für konstanten Auftrieb bei gegebener Flughöhe ( $k_{CL} = Ma^2 C_l$ )
$k_L$	Faktor zur Bestimmung der maximal zulässigen Flächenbelastung bei der Landung
$k_{TO}$	Faktor zur Bestimmung des minimal zulässigen Verhältnisses aus Schub-Gewichtsverhältnis und Flächenbelastung
$k_{TR}$	Faktor zur Bestimmung des minimalen Druckbeiwerts bei inkompressibler Strömung aus der relativen Profildicken
$k_{LF}$	Faktor zur Bestimmung des minimalen Druckbeiwerts aus dem lokalen Auftriebsbeiwert
$\tilde{k}$	spezifische mittlere kinetische Energie der turbulenten Schwankungsbewegung
$L$	Auftrieb
$L/D$	Gleitzahl
$l$	Bezugslänge

$M$	Anzahl der Fourier-Koeffizienten
$M_0$	Nullmoment
$M_{wrb}$	Wurzelbiegemoment
$Ma$	Mach-Zahl ( $Ma = \frac{V}{a}$ )
$Ma_{cr}$	Mach-Zahl im Reiseflug
$Ma_{crit}$	kritische Mach-Zahl
$Ma_{dd}$	Mach-Zahl des transsonischen Widerstandsanstiegs
$m$	Masse
$m_0$	Startmasse
$m_{Res}$	Strukturmasse ohne Tragflügel
$m_{MTO}$	Maximale Startmasse
$m_{ML}$	Maximale Landemasse
$m_{cr}$	Masse zu Beginn des Reiseflugs
$m_F$	Kraftstoffmasse
$m_{F,res}$	Reservekraftstoffmasse
$m_P$	Nutzlast
$m_W$	Strukturmasse des Flügels
$m/S$	Flächenbelastung
$N$	Anzahl der Triebwerke
$N$	Lastspielzahl (Anzahl der Schwingspiele)
$N$	Ordnung der Bernstein-Polynome
$N$	Anzahl der Netzkpunkte
$N$	Anzahl der Lastfälle
$n$	Lastvielfaches ( $n = L/W$ )
$n$	Anzahl der Entwurfsparameter
$\Delta n_B$	Zusatzlastvielfaches durch eine Vertikalböe
$n_{cpl}$	Anzahl von Kopplungsschritten der Strömungs-Struktur-Kopplung
$n_{fct}$	Anzahl von Funktionsberechnungen
$n_S$	Anzahl der Stringer
$P_i$	Fourier-Koeffizienten
$Pr$	Prandtl-Zahl ( $Pr = \frac{\mu c_p}{\lambda}$ )
$Pr_t$	turbulente Prandtl-Zahl
$p$	Luftdruck
$q$	Staudruck
$q$	Streckenlast ( $q = q(\eta)$ )
$\vec{q}$	Vektor der Wärmestromdichte
$\vec{q}^R$	Vektor der Reynolds'schen Wärmestromdichte
$R$	Reichweite
$R$	Spannungsverhältnis von Unter- zu Oberspannung in einem Schwingspiel ( $R = \frac{\sigma_u}{\sigma_o}$ )
$R$	spezifische Gaskonstante (Luft: $R = 287.05 \frac{J}{kg K}$ )
$Re$	Reynolds-Zahl ( $Re = \frac{Vl}{\nu}$ )
$RF$	Relaxationsfaktor
$r_{LE}$	Nasenradius des Profils
$S$	Flügelfläche
$S$	Shape Function der CST-Parametrisierung
$S$	Sicherheitsfaktor
$SFC$	spezifischer Kraftstoffverbrauch
$S_w$	benetzte Oberfläche

$s$	Strecke
$s_{LFL}$	Sicherheitslandestrecke
$s_{TOFL}$	Sicherheitsstartstrecke
$T$	Schub
$T$	Temperatur
$T_{TO}$	Startschub
$T/(mg)$	Schub-Gewichtsverhältnis
$T_0$	Referenztemperatur ( $T_0 = 273$ K in Gleichung 5.24)
$t$	Zeit, Rechenzeit
$t$	Profildicke
$t$	Hautdicke
$t_s$	äußere Hautdicke
$t$	Elementdicke
$t/c$	relative Profildicke
$U_{de}$	maximale Böengeschwindigkeit
$u, v, w$	Geschwindigkeitskomponenten
$u^+$	dimensionslose Schubspannungs-Geschwindigkeit
$\hat{u}$	Störgeschwindigkeit
$V$	Fluggeschwindigkeit
$\vec{V}$	Geschwindigkeitsvektor
$V_A$	Bemessungs-Manövergeschwindigkeit
$V_{APP}$	Fluggeschwindigkeit im Landeanflug
$V_B$	Bemessungsgeschwindigkeit für größte Böengeschwindigkeit
$V_C$	Bemessungs-Reisegeschwindigkeit
$V_D$	Bemessungs-Höchstgeschwindigkeit
$V_e$	äquivalente Fluggeschwindigkeit
$V_F$	Kraftstoffvolumen
$V_n$	Normalkomponente der Fluggeschwindigkeit beim Pfeilflügel
$V_{S,L}$	Überziehgeschwindigkeit in Landekonfiguration
$V_{S,TO}$	Überziehgeschwindigkeit in Startkonfiguration
$V_{S1}$	Bemessungs-Überziehgeschwindigkeit mit $n = 1$
$V_{S2}$	Bemessungs-Überziehgeschwindigkeit mit $n = -1$
$V_t$	Tangentialkomponente der Fluggeschwindigkeit beim Pfeilflügel
$V_2$	Fluggeschwindigkeit im 2. Segment
$\vec{u}$	Verschiebungsvektor
$W$	Flugzeuggewicht
$w_s$	Aufsetzgeschwindigkeit bei der Landung
$w_i$	induzierte Abwärtsgeschwindigkeit
$x, y, z$	Koordinaten
$\vec{x}$	Vektor der Entwurfsparameter
$y^+$	dimensionsloser Wandabstand

### Griechische Symbole

$\alpha$	Anstellwinkel
$\alpha_k$	Formzahl
$\beta$	Hinterkantenwinkel des Profils
$\tilde{\alpha}$	effektiver Anstellwinkel

$\Gamma$	Zirkulation
$\gamma$	Steigwinkel
$\gamma$	dimensionslose Zirkulation
$\Delta$	Differenz
$\varepsilon$	Verwindung des Flügels
$\varepsilon_{jig}$	Verwindung des Flügels im unbelasteten Zustand
$\varepsilon_{cr}$	Verwindung des elastischen Flügels im Reiseflug ( $n = 1$ )
$\eta$	dimensionslose Spannweitenkoordinate ( $\eta = \frac{2y}{b}$ )
$\eta_{col}$	dimensionslose Spannweitenkoordinate vom Angriffspunkt des Auftriebs
$\vartheta$	dimensionslose Spannweitenkoordinate im Bogenmaß ( $\vartheta = \arccos(\eta)$ )
$\kappa$	Isentropenexponent (Luft: $\kappa = 1.4$ )
$\lambda$	Zuspitzung
$\lambda$	Wärmeleitfähigkeit
$\lambda_t$	turbulente Wärmeleitfähigkeit
$\mu$	Nebenstromverhältnis
$\mu$	dynamische Viskosität
$\mu_t$	Wirbelviskosität
$\mu_l$	dynamische Viskosität der laminaren Strömung
$\mu_0$	dynamische Referenzviskosität ( $\mu_0 = 17.16 \mu \text{ Pa s}$ in Gleichung 5.24)
$\nu$	V-Stellung
$\nu$	Poisson-Zahl, Querkontraktionszahl
$\hat{\nu}$	modifizierte kinematische Wirbelviskosität im Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras (Gleichung A.18)
$\rho$	Luftichte
$\rho_{Al}$	Dichte der Aluminiumlegierung
$\rho_F$	Kraftstoffdichte
$\rho_0$	Luftichte auf Meereshöhe ( $\rho_0 = 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ )
$\sigma$	Spannung (Mechanik)
$\sigma_t$	Zugspannung
$\sigma_c$	Druckspannung
$\sigma_m$	Mittelspannung
$\sigma_a$	Spannungsamplitude
$\sigma_r$	Restfestigkeit
$\bar{\tau}$	Spannungstensor (Gleichung 5.18)
$\bar{\tau}^R$	Reynolds'scher Spannungstensors (Gleichung A.11)
$\varphi$	Pfeilwinkel
$\varphi_{0.25}$	Pfeilwinkel bei $x/c = 0.25$
$\varphi_{0.425}$	Pfeilwinkel bei $x/c = 0.425$
$\varphi_{0.5}$	Pfeilwinkel bei $x/c = 0.50$
$\tilde{\varphi}$	effektiver geometrischer Pfeilwinkel
$\varphi_{eff}$	effektiver Pfeilwinkel an der Vorderkante
$\vec{\omega}$	Wirbelstärke ( $\vec{\omega} = \text{rot } \vec{V}$ )

## Indizes

<i>col</i>	Angriffspunkt des Auftriebs
<i>fix</i>	feste Komponenten
<i>var</i>	variable Komponenten
<i>max</i>	Maximalwert

<i>min</i>	Minimalwert
<i>ini</i>	Ausgangsflügel
<i>opt</i>	optimierter Flügel
<i>ell</i>	elliptisch
<i>FK</i>	Festigkeitskennwert
<i>n</i>	Normalschnitt
<i>EA</i>	elastische Achse
<i>LE</i>	Vorderkante
<i>TE</i>	Hinterkante
<i>r</i>	Flügelwurzel
<i>t</i>	Flügelspitze
<i>i</i>	Anfang
<i>ik</i>	inkompressibel
<i>f</i>	Ende
<i>u</i>	Profiloberseite
<i>l</i>	Profilunterseite
<i>*</i>	Ersatzstruktur
<i>zul</i>	zulässig

## Abkürzungen

ACARE	<u>A</u> dvisory <u>C</u> ouncil for <u>A</u> eronautics <u>R</u> esearch in <u>E</u> urope Beratungsgremium für Luftfahrtforschung in Europa
APDL	<u>A</u> NSYS <u>P</u> arametric <u>D</u> esign <u>L</u> anguage, Makrosprache von ANSYS®
BPO	<u>B</u> ernstein- <u>P</u> olynom- <u>O</u> rdnung der CST-Parametrisierung
BSW	<u>B</u> ackward <u>S</u> wep <u>t</u> <u>W</u> ing, rückwärts gepfeilter Flügel
CAD	<u>C</u> omputer- <u>A</u> ided <u>D</u> esign, rechnerunterstützte Konstruktion
CATScript	Makrosprache von CATIA® V5 (Abwandlung von Microsoft VBScript, reduziertes VBScript)
CATVBS	Makrosprache von CATIA® V5 (Erweiterung von Microsoft VBScript um Objekte und Methoden von CATIA® V5)
CFD	<u>C</u> omputational <u>F</u> luid <u>D</u> ynamics, numerische Strömungsmechanik
COM	<u>C</u> omponent <u>O</u> bject <u>M</u> odel, Technik zur Entwicklung von Softwarekomponenten und Programmschnittstelle in Microsoft® Windows®
CPACS	<u>C</u> ommon <u>P</u> arametric <u>A</u> ircraft <u>C</u> onfiguration <u>S</u> chema, parametrisches XML-Schema zur Beschreibung einer Flugzeugkonfiguration
CS	<u>C</u> ertification <u>S</u> pecifications, Zulassungsvorschriften der EASA
CSM	<u>C</u> omputational <u>S</u> tructural <u>M</u> echanics, numerische Strukturmechanik
CST	<u>C</u> lass function/ <u>S</u> hape function <u>T</u> ransformation, Parametrisierungsmethode
DLR	<u>D</u> eutsches Zentrum für <u>L</u> uft- und <u>R</u> aumfahrt e.V.
DNS	<u>D</u> irect <u>N</u> umerical <u>S</u> imulation, direkte numerische Simulation der Turbulenz
DOC	<u>D</u> irect <u>O</u> perating <u>C</u> osts, direkte Betriebskosten
EASA	<u>E</u> uropean <u>A</u> viation <u>S</u> afety <u>A</u> gency, Europäische Agentur für Flugsicherung
EPM	<u>E</u> quivalent <u>P</u> late <u>M</u> odell, Äquivalenz-Platten-Modell
FAA	<u>F</u> ederal <u>A</u> viation <u>A</u> dm <u>i</u> nistration, US-Bundesluftfahrtbehörde



FAR	<u>F</u> ederal <u>A</u> viation <u>R</u> egulations, Luftfahrtregelungen der USA
FEM	<u>F</u> inite- <u>E</u> lemente- <u>M</u> ethode
FSW	<u>F</u> orward <u>S</u> wep <u>t</u> <u>W</u> ing, vorwärts gepfeilter Flügel
GA	<u>G</u> enetische <u>A</u> lgorithmen
LCC	<u>L</u> ife <u>C</u> ycle <u>C</u> osts, Lebenszykluskosten
LES	<u>L</u> arge <u>E</u> ddy <u>S</u> imulation, Grobstruktursimulation
NACA	<u>N</u> ational <u>A</u> dvisory <u>C</u> ommittee for <u>A</u> eronautics
NASA	<u>N</u> ational <u>A</u> eronautics and <u>S</u> pace <u>A</u> dministration
NPV	<u>N</u> et <u>P</u> resent <u>V</u> alue, Kapitalwert
ONERA	<u>O</u> ffice <u>N</u> ational d'Études et de <u>R</u> echerches <u>A</u> érospatiales
PARA_MAM	<u>P</u> arametric, Simple and Fast <u>M</u> esh Based <u>A</u> ircraft <u>M</u> odelling Tool, parametrischer und auf dem aerodynamischen Netz basierender einfacher Strukturgenerator
PrADO	<u>P</u> reliminary <u>A</u> ircraft <u>D</u> esign and <u>O</u> ptimisation program, Programmsystem der TU Braunschweig zum Entwurf und zur Optimierung von Flugzeugen in der Konzept- und Vorentwurfsphase
PSO	<u>P</u> artikel- <u>S</u> chwarm- <u>O</u> ptimierung
RANS	<u>R</u> eynolds- <u>a</u> veraged <u>N</u> avier- <u>S</u> tokes equations, Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen
ROI	<u>R</u> eturn <u>o</u> n <u>I</u> ntestment, Kapitalrendite
RWTH	<u>R</u> heinisch- <u>W</u> estfälische <u>T</u> echnische <u>H</u> ochschule
SAADO	<u>S</u> imultaneous <u>A</u> erodynamic <u>A</u> nalysis and <u>D</u> esign <u>O</u> ptimization, simultane aerodynamische Analyse und Entwurfsoptimierung
S_BOT	<u>S</u> izing <u>R</u> obot, Programm zur Dimensionierung der Flügelstruktur
SFB	<u>S</u> onderforschungs <u>b</u> ereich
SikMa	<u>S</u> imulation <u>k</u> omplexer <u>M</u> anöver, DLR-Projekt
TIVA	<u>T</u> echnology <u>I</u> ntegration for the <u>V</u> irtual <u>A</u> ircraft, DLR-Projekt zur Integration von Methoden für das virtuelle Flugzeug
TSD	<u>T</u> rasonic <u>S</u> mall <u>D</u> isturbances, transsonisches Simulationsverfahren kleiner Störungen
UDFs	<u>U</u> ser <u>D</u> efined <u>F</u> eatures, Benutzerdefinierte Baugruppen
VAMP	<u>V</u> irtual <u>A</u> ircraft <u>M</u> ultidisciplinary Analysis and Design <u>P</u> rocesses, DLR-Projekt zur Entwicklung von Analyse- und Entwurfsprozessen für das virtuelle Flugzeug



# 1 Einleitung

Die Entwicklung zukünftiger Verkehrsflugzeuge ist zunehmend bestimmt von der Notwendigkeit Wirtschaftlichkeit, Leistung, Sicherheit, Passagierkomfort und Umweltverträglichkeit zu verbessern. Eine strategische Forschungsagenda wurde von dem im Jahr 2001 gegründeten „Advisory Council for Aeronautics Research in Europe“ (ACARE) erstellt. Die Ziele der europäischen Luftfahrtforschung werden dort in der „Vision 2020“ [1], [2] formuliert. Diese beinhaltet eine Reduzierung der  $CO_2$  Emissionen um 50 % bezogen auf den Passagierkilometer im Jahr 2020 gegenüber dem Jahr 2000. Davon soll der Beitrag der Flugzeugzelle (Aerodynamik, Strukturmasse) 20 % bis 25 %, der Beitrag des Triebwerks (spezifischer Kraftstoffverbrauch) 15 % bis 20 % und der Beitrag der Flugführung 5 % bis 10 % betragen. Weiterhin soll der Lärm um 50 % und die Unfallhäufigkeit um 80 % reduziert werden. Trotz eines erwarteten Kapazitätswachses um den Faktor drei sollen sich 99 % der Flüge innerhalb einer 15-minütigen Abweichung vom Flugplan bewegen. Neue Flugzeuge sollen durch eine Reduzierung der Entwicklungszeit um 50 % schneller auf dem Markt sein.

Die Entwicklung eines Flugzeugs kann nach Raymer [3] entsprechend Bild 1.1 in drei Phasen eingeteilt werden. Dieser vom deutschen Sprachgebrauch abweichenden und aus der weit verbreiteten englischsprachigen Fachliteratur stammenden Einteilung der Flugzeugentwicklung soll in dieser Arbeit gefolgt werden.

Auf der Basis von Marktanalysen werden die Anforderungen in enger Abstimmung mit den erwarteten Kunden definiert. Die Anforderungen setzen sich dabei aus der Transportaufgabe und wirtschaftlichen Randbedingungen zusammen.

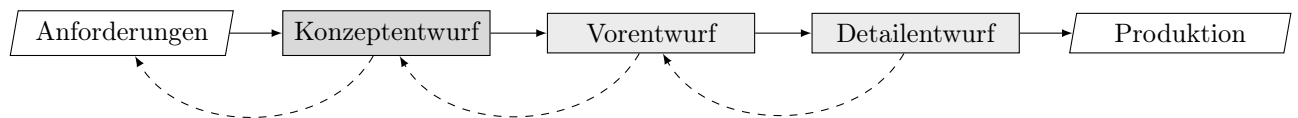


Bild 1.1: Drei Phasen der Flugzeugentwicklung nach Raymer [3].

Im Konzeptentwurf wird mit einfachen Methoden und Verfahren eine grobe Festlegung der Konfiguration angestrebt und Konzepte zur Erfüllung der Anforderungen erarbeitet. Dazu wird der Einfluß verschiedener Entwurfsparameter auf die Anforderungen in Form von Parameterstudien untersucht. Weiterhin werden vielversprechende Flugzeugkonfigurationen mit einem geeigneten Gesamtentwurfsverfahren analysiert, optimiert und bewertet. Stellt sich eine die Anforderungen erfüllende Konfiguration als geeigneter Kompromiß zwischen den zu berücksichtigenden Aspekten heraus, wird die Entwicklung im Vorentwurf fortgesetzt.

Im Vorentwurf kommen nun hochgenaue Simulationsverfahren der einzelnen Fachbereiche zur Anwendung, um die gemachten Annahmen des Konzeptentwurfs zu bestätigen und die geometrische Form im Detail zu entwerfen. Der Detailentwurf führt die konstruktiven Arbeiten dann bis zur Erstellung der Fertigungszeichnungen und bis zur Beschreibung des Produktionsprozesses fort. Im gesamten Prozeß der Flugzeugentwicklung müssen dabei die Zulassungsvorschriften berücksichtigt und im Rahmen der Zulassung deren Beachtung nachgewiesen werden.

In der Flugzeugentwicklung können die einzelnen Entwicklungsphasen weder methodisch noch zeitlich präzise voneinander getrennt werden. Die Übergänge der einzelnen Phasen sind fließend

und überlappen sich teilweise. Weiterhin wird die Flugzeugentwicklung durch die Rückführung der Informationen zu einem iterativer Prozeß. Als Flugzeugentwurf im eigentlichen Sinne kann die Phase des Konzeptentwurfs verstanden werden.

Ziel des Flugzeugentwurfs ist es, einen die Anforderungen optimal erfüllenden Entwurf unter Einhaltung aller Randbedingungen zu liefern. Besonders wichtig ist dabei eine ausreichende Genauigkeit der Vorhersagen bezüglich der an den Entwurf gestellten Anforderungen wie z.B. die Flugleistung, die Massen, die Anschaffungs- und Betriebskosten zu garantieren. Dies trifft gleichermaßen auf die Einhaltung von Randbedingungen wie z.B. der Flugeigenschaften, der Sicherheit und des Passagierkomforts zu.

Der Flugzeugentwurf beinhaltet verschiedene Fachdisziplinen wie z.B. Aerodynamik, Strukturmechanik, Aeroelastik, Flugmechanik, Antriebe und Systeme. Dabei lassen sich die verschiedenen Disziplinen nicht voneinander trennen und alle den Entwurf beeinflussenden Wechselwirkungen müssen einbezogen werden.

Ein multidisziplinäres Vorgehen, welches alle relevanten Disziplinen und deren Interaktionen berücksichtigt, kommt in der Regel im Konzeptentwurf der Flugzeugentwicklung zur Anwendung. Dabei werden oft empirische und semiempirische Handbuchmethoden und einfache physikalische Modellierungen eingesetzt. Beispiele für dieses Vorgehen werden in den Lehrbüchern von Torenbeek [4], Loftin [5], Roskam [6], Raymer [3] und Scholz [7] beschrieben.

Der überwiegende Teil der empirischen Formeln und statistischen Ansätze basiert auf Daten bereits existierender Flugzeuge. Eine Extrapolation der einfachen Zusammenhänge kann zu unbekannten Fehlern und Ungenauigkeiten führen. Dies beschränkt den Einsatz dieser Methodik in den jeweiligen Bereichen des Konzeptentwurfs auf den Parameterbereich bereits vorhandener Flugzeugkonfigurationen.

Mit zunehmendem Einsatz physikalischer Modellierungen erweitert sich der Anwendungsbereich der entsprechenden Methodik. In der Regel ist dies mit einem steigenden Bedarf an Simulations- und Rechenaufwand verbunden.

Das von der Technischen Universität Braunschweig entwickelte „Preliminary Aircraft Design and Optimisation program“ (PrADO) (Heinze, Österheld und Horst [8]) ist ein Beispiel für ein in der Konzept- und Vorentwurfsphase verwendetes und auf einfachen physikalischen Modellierungen basierendes Programm für den Flugzeuggesamtentwurf. Im DLR wurde mit dem Projekt „Technology Integration for the Virtual Aircraft“ (TIVA) (Liersch und Hepperle [9]) und wird mit dessen Folgeprojekt „Virtual Aircraft Multidisciplinary Analysis and Design Processes“ (VAMP) ein das Expertenwissen der unterschiedlichen DLR-Institute zusammenführendes Gesamtentwurfsprogramm mit einem zentralen Dateiformat entwickelt.

Um die hoch gesteckten Ziele der Vision 2020 zu erreichen, gilt es die gestiegene Leistungsfähigkeit der Computer für den multidisziplinären Flugzeugentwurf unter Verwendung hochgenauer Simulationsverfahren verfügbar zu machen. Dabei sollen möglichst alle Wechselwirkungen zwischen den verschiedenen Disziplinen mit einer den Verfahren entsprechenden Genauigkeit erfaßt werden.

Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist die Entwicklung einer aus hochgenauen Simulationsverfahren bestehenden Prozeßkette zur multidisziplinären Optimierung von Tragflügeln für Verkehrsflugzeuge. Dabei soll gezeigt werden, wie die hochgenauen Methoden aus dem Vorentwurf und dem Detailentwurf zum erfolgreichen Auffinden der optimalen Lösung einer von mehreren Disziplinen bestimmten Entwurfsaufgabe im Konzeptentwurf anwendbar sind. Die Entwurfsaufgabe stellt bei der hier betrachteten multidisziplinären Tragflügeloptimierung das Auffinden der optimalen Tragflügelgeometrie im Hinblick auf eine geeignete multidisziplinäre Zielfunktion dar. Auch eine hochgenaue Simulation der die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung maßgebend bestimmenden Wechselwirkung zwischen Aerodynamik und Strukturmechanik ist in Form einer Strömungs-Struktur-Kopplung Teil der Prozeßkette. Weiterhin werden realistische

---

Nebenbedingungen für die Anwendung der Prozeßkette zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung eingeführt. Die Herausforderung besteht darin, einen Kompromiß zwischen der Anzahl an zweckmäßig ausgewählten Entwurfsparametern für die Tragflügeloptimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren und dem dafür benötigten Rechenaufwand aufzufinden und in geeigneter Weise zu einer Prozeßkette zusammenzuführen.

Auf die vorhandenen Arbeiten im Bereich des multidisziplinären Entwurfs und der multidisziplinären Optimierung von Tragflügeln wird in Kapitel 2 ausführlich eingegangen. Dabei wird neben einer Beschreibung des aktuellen Stands der Wissenschaft im Bereich der multidisziplinären Tragflügeloptimierung auch eine Einordnung der eigenen Arbeit gegenüber der Fachliteratur vorgenommen. In Anlehnung an die dieser Arbeit zugrundeliegende und überwiegend englischsprachige Fachliteratur werden hier die englischen Bezeichnungen verwendet.

Der benötigte Rechenaufwand begrenzt die Anwendung der hier betrachteten Prozeßkette auf die multidisziplinäre Optimierung von Tragflügeln unter Reiseflugbedingungen. Die Tragflügelgeometrie eines Verkehrsflugzeugs wird maßgebend von Betrachtungen auf Gesamtflugzeugebene im Hinblick auf eine zur erfüllende Transportaufgabe bestimmt. Diese Betrachtungen schließen die verschiedenen Flugphasen wie Start, Steigflug, Reiseflug, Durchstarten und Landung ein. Mit der in Kapitel 3 vorgestellten Entwicklung der Basiskonfiguration auf Gesamtflugzeugebene werden die benötigten Nebenbedingungen wie z.B. die maximale Startmasse, die Flügelfläche und der Entwurfspunkt für die multidisziplinären Tragflügeloptimierungen festgelegt. Dazu kommen einfache Methoden des Konzeptentwurfs zur Anwendung. Weiterhin wird in diesem Kapitel auf wichtige physikalische Aspekte des transsonischen Tragflügelentwurfs eingegangen.

Eine besondere Herausforderung der multidisziplinären Optimierung von Tragflügeln mit hochgenauen Simulationsverfahren stellt die einer gestellten Optimierungsaufgabe angepasste Auswahl der Modellierung und der zugehörigen Lösungsmethoden bzw. Simulationsverfahren im Hinblick auf physikalische Genauigkeit und benötigten Rechenaufwand dar. In Kapitel 4 wird ein Überblick über die verschiedenen Parametrisierungsmethoden, die numerischen Simulationsverfahren für die aerodynamische und die strukturmechanische Analyse und der Strömungs-Struktur-Kopplung gegeben. Weiterhin erfolgt eine begründete Auswahl der in dieser Arbeit verwendeten Modelle, Methoden und Verfahren in diesen für die multidisziplinäre Optimierung herausfordernden Bereichen.

Den Schwerpunkt der vorliegenden Arbeit bildet die Entwicklung und Anwendung einer aus hochgenauen Simulationsverfahren bestehenden Prozeßkette zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität. Diese Prozeßkette wird in Kapitel 5 beschrieben und beinhaltet die hochgenauen Simulationsverfahren für die Aerodynamik und die Strömungs-Struktur-Kopplung vom Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR und die hochgenauen Methoden für die Struktursimulation und Auslegung vom Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik des DLR.

Mit der Prozeßkette werden die hochgenauen Simulationsverfahren der einzelnen Fachdisziplinen miteinander verbunden und für die automatisierte Ausführung innerhalb einer numerischen Tragflügeloptimierung bereitgestellt. Dabei verwendet die Prozeßkette eine schwache Kopplung des aerodynamischen und des strukturmechanischen Simulationsverfahrens zur Berücksichtigung der statisch aeroelastischen Strömungs-Struktur-Interaktionen des Tragflügels im Reiseflug für eine parametrisch beschriebene Flügelgeometrie. Um den Einfluß der Tragflügelgeometrie und der damit verbundenen aerodynamischen Lasten auf die Masse des Flügels zu bestimmen, ist eine strukturmechanische Dimensionierung des Flügelkastens mit mehreren Lastfällen in dem Prozeß enthalten. Für die Zulassung eines Verkehrsflugzeugs müssen diese Lastfälle alle auftretenden Belastungen im gesamten Flugbereich abdecken. Weil die numerische Simulation verschiedener Flugzustände zuviel Rechenzeit in Anspruch nimmt, werden hier

nur Lastfälle berücksichtigt, die die Dimensionierung des Flügels wesentlich beeinflussen. Die Bestimmung der aerodynamischen Leistung unter transsonischen Flugbedingungen erfolgt mit dem dimensionierten Tragflügel im statischen aeroelastischen Gleichgewicht.

Zusätzlich beinhaltet die Prozeßkette eine Übertragung der Ergebnisse von der Tragflügel-simulation auf das Gesamtflugzeug, eine Auswertung der vorgegebenen Flugmission und eine Bewertung der Tragflügelgeometrie durch die Berechnung des Funktionswertes der Zielfunktion. Ein in die Prozeßkette integriertes und für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung geeignetes Optimierungsverfahren verbindet den Zielfunktionswert mit den Entwurfsparameter der parametrischen Tragflügelgeometrie. Damit wird die Optimierungsschleife des iterativen Optimierungsprozesses geschlossen.

In Kapitel 6 wird die Anwendung der entwickelten Prozeßkette zur multidisziplinären Optimierung von Tragflügeln für Verkehrsflugzeuge beschrieben. Dies beinhaltet die Durchführung von numerischen Optimierungen für Tragflügelgeometrien mit Rückwärts- und Vorwärtspfeilung unter Reiseflugbedingungen und unter Berücksichtigung der im Zusammenhang mit der Entwicklung der Basiskonfiguration von Kapitel 3 erarbeiteten Nebenbedingungen. Ein wichtiger Bestandteil ist die Auswertung und Interpretation der mit den multidisziplinären Tragflügeloptimierungen gewonnenen Ergebnisse. Dazu werden die Optimierungsergebnisse des rückwärts gepfeilten Tragflügels und des vorwärts gepfeilten Tragflügels vorgestellt und die beobachteten Unterschiede diskutiert. Weiterhin soll der Einfluß verschiedener Zielfunktionen auf die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung untersucht werden. Die Zielfunktion hat hier die Aufgabe das Optimum zwischen der aerodynamischen Leistung und der Masse der Flügelstruktur aufzufinden. Eine Beurteilung über die Eignung der verschiedenen Zielfunktionen zur multidisziplinären Optimierung eines Verkehrsflugzeugflügels soll anhand der gewonnenen Ergebnisse vorgenommen werden.

## 2 Multidisziplinärer Entwurf und Optimierung von Tragflügeln

Im Bereich des aerodynamischen Tragflügelentwurfs sind entsprechend den Ausführungen von Horstmann und Streit [10] verschiedene Technologien bekannt. Dazu gehören die Tragflügelpfeilung, der transsonische Profilentwurf, die Laminarhaltung, die Vorwärtspfeilung und der elastische Tragflügelentwurf. Diese Technologien finden teilweise schon sehr lange Anwendung und besitzen eine unterschiedliche Verfügbarkeit und Einsatzreife. In dieser Arbeit soll die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung die Technologie des elastischen Tragflügelentwurfs für den transsonischen Reiseflug am Beispiel des gepfeilten Tragflügels voranbringen. In diesem Kapitel wird ein Überblick über die Literatur im Bereich der multidisziplinären Optimierung im Bezug auf den Tragflügel von Verkehrsflugzeugen gegeben. Dies schließt auch die multidisziplinäre Analyse des Tragflügels mit hochgenauen Simulationsverfahren unter Berücksichtigung der aeroelastischen Wechselwirkungen als Basis der multidisziplinären Tragflügeloptimierung ein. Weiterhin erfolgt eine Einordnung der Arbeiten im Hinblick auf die Berücksichtigung und Modellierung physikalischer Effekte, die verwendeten Simulationsverfahren und die durchgeführten Optimierungen mit ihren entsprechenden Nebenbedingungen, Entwurfsparametern, Zielfunktionen und Ergebnissen.

### 2.1 Multidisziplinärer Entwurf und Optimierung mit einfachen Simulationsverfahren

Die ersten multidisziplinären Betrachtungen des Tragflügels gehen auf Prandtl zurück. Schon 1933 bestimmte Prandtl [11] die Auftriebsverteilung mit dem geringsten induzierten Widerstand bei gegebenem Auftrieb und gegebenem „Trägheitsmoment“ der Auftriebsverteilung mit analytischen Methoden. Eine Vorgabe des „Trägheitsmoments“ der Auftriebsverteilung entspricht einer vorgegebenen Strukturmasse des Flügels unter der Annahme, daß die Masse an jeder Stelle zum dort vorliegenden Biegemoment proportional ist. Die unter der Randbedingung des gegebenen „Trägheitsmoments“ der Auftriebsverteilung gefundene Auftriebsverteilung kleinsten induzierten Widerstands hat gegenüber der elliptischen Auftriebsverteilung eine im Innenflügelbereich der Ellipse ähnliche und im Außenflügelbereich in Richtung Dreieck verschobene Form. Dabei blieben viele Aspekte des Flugzeug- und Tragflügelentwurfs z.B. in den Bereichen der physikalischen Modellierung der transsonischen Aerodynamik, der Strukturmechanik und der Aeroelastik unberücksichtigt.

Eine Untersuchung der optimalen Auftriebsverteilung im Reiseflug unter Berücksichtigung der Strukturmasse des Flügels wird von Iglesias und Mason [12] vorgestellt. Die verwendeten einfacheren Methoden zur Simulation der Aerodynamik und der Strukturmechanik zeigten ebenfalls eine zum Innenflügel hin verschobene optimale Auftriebsverteilung gegenüber der elliptischen Auftriebsverteilung mit minimalem induzierten Widerstand. Zur Bestimmung der optimalen Auftriebsverteilung im transsonischen Reiseflug müssen neben einer multidisziplinären Betrachtung von Aerodynamik und Struktur auch die aeroelastischen Effekte und der Reibungs- und Wellenwiderstand berücksichtigt werden. Erst die Verwendung hochgenauer Simulationsmodelle für die Aerodynamik und die Strukturmechanik erlaubt eine realistische Wiedergabe

der physikalischen Effekte.

Ein multidisziplinäres Optimierungsverfahren für den Flugzeugentwurf in der Konzeptphase wird z.B. von Cavagna et al. [13] vorgestellt. Dieses Verfahren besteht aus unterschiedlichen Programmen, welche die aerodynamische Leistung bestimmen, die Dimensionierung und Massenabschätzung der Flugzeugstruktur vornehmen und eine statische aeroelastische Optimierung durchführen. Durch die Verwendung von Tragflächenverfahren für die Simulation der Aerodynamik und von Balkenmodellen für die Simulation der Strukturmechanik bleibt der Rechenaufwand gering. Grenzen dieser Programme für den Flugzeuggesamtentwurf ergeben sich durch die einfache physikalische Modellierung beispielsweise im Bereich der Aerodynamik bei wirbeldominierten, abgelösten oder transsonischen Strömungen. Im Bereich der Bauweisen ist die Beschreibung von Werkstoffen mit richtungsgebundenen Eigenschaften aufwendig. Auch Bereiche, welche die Wechselwirkungen zwischen den Disziplinen betreffen, wie z.B. die aeroelastischen Effekte, lassen sich hier nur mit einer begrenzten Genauigkeit behandeln.

## 2.2 Multidisziplinäre Analyse mit hochgenauen Simulationsverfahren

Im Gegensatz dazu werden in den Fachabteilungen der Flugzeughersteller und in den Forschungseinrichtungen hochgenaue numerische Simulationsverfahren im Bereich des Detailentwurfs und oft auch schon im Vorentwurf verwendet. Ein Beispiel hierfür ist der im Bereich der Strömungssimulation vom Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR entwickelte TAU-Code (Galle [14], Gerhold [15], Schwamborn, Gerhold und Heinrich [16] und Schwamborn et al. [17]). Dieser löst die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS) und wurde in den Projekten MEGAFLOW I und II (Kroll und Fassbender [18], Kroll et al. [19] und Kroll, Rossow und Schwamborn [20]) erfolgreich für die numerische Strömungssimulation kompletter Transportflugzeuge eingesetzt.

Mit dem Projekt MEGADESIGN (Kroll et al. [21], [22], [23], [24] und Gauger [25]) wurde das Potential der numerischen Simulation und Optimierung für die aerodynamische und multidisziplinäre Entwicklung von Flugzeugen umfassender erschlossen und industriell nutzbar gemacht. Ziele des Vorhabens waren die Sicherstellung einer Vorhersagegenauigkeit der aerodynamischen Leistung gegenüber dem Experiment, Steigerung der Berechnungseffizienz und garantierte Anwendbarkeit der Navier-Stokes-Verfahren für den gesamten Flugbereich. Weiterhin wurde die multidisziplinäre Simulation der primär beteiligten Fachdisziplinen Aerodynamik, Strukturmechanik und Flugmechanik für die aerodynamische Entwicklung mittels vollständiger Automatisierung nutzbar gemacht. Zusätzlich wurde die numerische Optimierung mit disziplinübergreifenden Optimierungsverfahren zur Automatisierung von Teilprozessen im aerodynamischen Detailentwurf eingesetzt.

Ein wichtiger Bestandteil des multidisziplinären Flugzeugentwurfs ist eine physikalisch genaue Berücksichtigung der Wechselwirkungen zwischen den einzelnen Disziplinen. Im Bereich des multidisziplinären Tragflügelentwurfs ist die Wechselwirkung zwischen Aerodynamik und Struktur in Form der Strömungs-Struktur-Kopplung von besonderem Interesse.

An der RWTH Aachen wurde ein Sonderforschungsbereich (SFB 401) mit dem Thema „Strömungsbeeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln“ bearbeitet. Der Projektbereich B beschäftigte sich hierbei mit der Entwicklung von numerischen Verfahren zur Simulation der Wechselwirkung von Struktur- und Aerodynamik. Die entwickelte Methode zur Kopplung der numerischen Lösungen von Strömung und Struktur wurde von Boucke [26], Braun [27] und Reimer et al. [28] für statische und dynamische aeroelastische Fragestellungen beschrieben. Die verwendeten Modelle und numerischen Methoden wurden mit subsoni-



schen und transsonischen Windkanalexperimenten von Kämpchen et al. [29] und Ballmann et al. [30] validiert. Dies beinhaltete sowohl das statische als auch das dynamische aeroelastische Verhalten des Tragflügels. Für die Simulation der Strömung um den Tragflügel wurden die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen gelöst. In der Struktursimulation kam eine Balkenidealisierung nach der erweiterten Balkentheorie von Timoshenko [31] zur Anwendung.

Auch die verschiedenen Institute des DLR beschäftigen sich mit der numerischen Simulation des elastischen Flugzeugs. Von Kroll et al. [32] wird ein Überblick über diese Forschungsarbeiten im Bereich der Strömungs-Struktur-Kopplung gegeben. Komplexe aeroelastische Phänomene wurden von Neumann, Arnold und Krüger [33] erfolgreich numerisch simuliert. Die für die räumlichen Strömungs-Struktur-Kopplung wichtigen Interpolationsverfahren wurden z.B. von Neumann [34] näher untersucht. Dabei wurden verschiedene Verfahren mit radialen Basisfunktionen im Hinblick auf einen möglichst geringen Kopplungsfehler bewertet.

Nachrechnungen von verschiedenen Verkehrsflugzeugkonfigurationen unter Berücksichtigung der aeroelastischen Tragflügelverformung wurden von Keye et al. [35], Keye [36] und Keye und Rudnik [37] durchgeführt. Als Simulationsverfahren kamen Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Verfahren im Bereich der Aerodynamik und sehr detaillierte finite Elemente Modelle der entsprechenden Tragflügelstruktur zum Einsatz. Eine Dimensionierung der tragenden Struktur gegenüber den auftretenden Kräften war nicht Inhalt dieser Arbeiten. Die numerischen Rechnungen wurden dabei mit Windkanaluntersuchungen oder Flugdaten validiert.

Auch andere Forschungseinrichtungen wie z.B. die NASA und die ONERA beschäftigen sich schon lange mit der Simulation der Strömungs-Struktur-Kopplung unter Verwendung hochgenauer Verfahren. Dabei wurden die Arbeiten der NASA z.B. von Guruswamy und Byun [38], [39] und die der ONERA z.B. von Girodroux-Lavigne [40] veröffentlicht.

Alle genannten Arbeiten im Bereich der Strömungs-Struktur-Kopplung mit hochgenauen Simulationsverfahren beschränken sich auf eine aeroelastische Analyse einer Tragflügel- bzw. Flugzeugkonfiguration.

Im Bereich des transsonischen Reiseflugs wurde der Einfluß von verschiedenen Betankungszuständen und Fluggeschwindigkeiten auf die aeroelastische Tragflügelverformung von Nagel, Monner und Breitbach [41] untersucht. Weiterhin werden von diesen Autoren verschiedene passive und aktive Konzepte zur Beeinflussung des aeroelastischen Tragflügelverhaltens im Reiseflug auf Basis anisotroper und aktiver Strukturen vorgestellt. Die passive Beeinflussung der elastischen Eigenschaften des Tragflügels mit anisotropen Faserverbundstrukturen wird in der Literatur als „aeroelastic tailoring“ bezeichnet.

Im DLR-Projekt „Simulation komplexer Manöver“ (SikMa) (Schütte et al. [42], Neumann, Einarsson und Schütte [43], Einarsson et al. [44] und Schütte et al. [45]) wurde ein frei fliegendes, vollkonfiguriertes, elastisches Kampfflugzeug erfolgreich numerisch simuliert. Dies beinhaltete eine zeitgenaue Kopplung von Aerodynamik, Flugmechanik und Aeroelastik. Neben den numerischen Simulationen wurden im Windkanal Untersuchungen mit unterschiedlichen Modellen und für verschiedene Manöverszenarien durchgeführt. Die damit gewonnenen umfangreichen Daten dienten der Verifikation und Validierung der Gesamtsimulationsumgebung.

Mit diesen hochgenauen numerischen Simulationsverfahren können die Wechselwirkungen zwischen den einzelnen Disziplinen mit einer hohen physikalischen Genauigkeit abgebildet werden. Die Anwendung dieser Verfahren beschränkt sich aufgrund aufwendiger Netzgenerierung und des hohen Rechenaufwands meist auf die Nachrechnung einer vorgegebenen Geometrie. Entwurfsaufgaben und Optimierungen werden in der Regel mit den Randbedingungen aus den anderen Disziplinen im Bereich einer Fachabteilung durchgeführt. In jeder Fachdisziplin werden die entsprechenden Experten für diese Aufgaben eingesetzt. Zwischen den einzelnen Disziplinen werden die Informationen in Form von geeigneten Dateiformaten ausgetauscht. Durch ein iteratives Vorgehen zwischen den einzelnen Fachabteilungen wird ein multidisziplinärer Ent-

wurfsprozeß gewährleistet. Bei diesem Vorgehen bleibt die Frage nach der optimalen Lösung der multidisziplinären Entwurfsaufgabe ungeklärt bzw. läßt sich nur durch eine Vielzahl von Konfigurationen, die bis zum Detailentwurf verfolgt werden, annähern.

### 2.3 Multidisziplinäre Optimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren

Um den Kraftstoffverbrauch zukünftiger Verkehrsflugzeuge entsprechend der in der „Vision 2020“ formulierten Ziele zu senken, ist es notwendig das globale Optimum der multidisziplinären Entwurfsaufgabe unter den vorgegebenen Nebenbedingungen innerhalb der kurzen Entwurfsphase zu finden. Voraussetzungen dafür sind die Verwendung einer ausreichend hohen physikalischen Genauigkeit der Modellierung und ein überschaubarer Rechenaufwand. Weiterhin gilt es für diese multidisziplinäre Entwurfsaufgabe moderne Optimierungsverfahren einzusetzen.

Dieser Ansatz wird mit der multidisziplinären Optimierung unter Verwendung hochgenauer Simulationsverfahren verfolgt. Das Kerngebiet der multidisziplinären Optimierung im Flugzeugentwurf ist im Bereich des Tragflügels zu finden. Dabei spielen die beiden Disziplinen Aerodynamik und Strukturmechanik die zentrale Rolle.

Bei der multidisziplinären Optimierung des Tragflügels unterscheiden sich die verschiedenen Arbeiten durch:

- die Parametrisierung des Tragflügels und der Bauweise,
- die Simulationsverfahren von Aerodynamik und Strukturmechanik,
- die Berücksichtigung der aeroelastischen Effekte (statisch und dynamisch),
- die Dimensionierung der Tragflügelstruktur,
- die Zielfunktion der Optimierung und
- die Optimierungsstrategie.

Erst die Kombination der schnell angestiegenen Leistungsfähigkeit der Computer und der Weiterentwicklung der numerischen Simulationswerkzeuge erlaubte mit Beginn der 90er Jahre eine multidisziplinäre Optimierung des Tragflügels mit hochgenauen Simulationsverfahren.

Eine umfangreiche Übersicht über die Anwendung der multidisziplinären Optimierung in der Luft- und Raumfahrt wird von Sobieszczyński-Sobieski und Haftka [46] gegeben. Dort wird die multidisziplinäre Optimierung als eine Entwurfsmethode beschrieben, bei der verschiedene Disziplinen und deren Interaktion mit dem Ziel zur Verbesserung der Systemleistung berücksichtigt werden. Das Optimum einer mehreren Disziplinen simultan berücksichtigenden Optimierung ist dem einer sequenziellen Optimierung der einzelnen Disziplinen überlegen, weil die Wechselwirkungen der einzelnen Disziplinen einbezogen werden. Weiterhin wird auf die zunehmende Komplexität und den erhöhten Rechenaufwand gegenüber der Optimierung einer Disziplin hingewiesen.

Neben einer Beschreibung der Komponenten einer multidisziplinären Optimierung werden in [46] verschiedene Anwendungen simultaner Optimierungen von Aerodynamik und Struktur beschrieben. Beim Verkehrsflugzeug gilt es einen Kompromiß zwischen dem aerodynamischen Widerstand und der Strukturmasse zu finden. Dabei sind zwei Interaktionen zwischen Aerodynamik und Struktur nach [46] zu unterscheiden. Erstens hat das Strukturgewicht einen Einfluß auf den notwendigen Auftrieb im Reiseflug und damit auf den auftriebsabhängigen Widerstand.

Zweitens verändert die Verformung aufgrund der auftretenden Lasten die umströmte Geometrie.

Unter der Annahme aus der gewünschten aerodynamischen Kontur die unverformte Struktur berechnen zu können, kann die zweite Interaktion unberücksichtigt bleiben. Diese Annahme ist bei Flugzeugen sinnvoll, deren Strukturverformungen über die gesamte Flugzeit betrachtet nur einen geringen Einfluß auf die aerodynamische Leistung haben. Dies beinhaltet, daß die aerodynamische Formgebung durch die daraus folgenden Lasten den Strukturentwurf und die Strukturauslegung in allen Belangen beeinflusst. Der Strukturentwurf beeinflusst die Aerodynamik hingegen nur durch die Masse der Struktur. Im Rahmen einer multidisziplinären Optimierung bedeutet diese Annahme, daß einer übergeordneten aerodynamischen Formoptimierung eine eigenständige Strukturoptimierung untergeordnet ist.

Von Chattopadhyay und Pagaldipti [47] wurde dieses Vorgehen für die multidisziplinäre Optimierung eines Hochgeschwindigkeitsflugzeugs verwendet. Die Aerodynamik wurde mit einem Navier-Stokes-Modell berechnet und die Struktursimulation basierte auf einem Balkenmodell. Bei dieser multidisziplinären Optimierung wurden lediglich 4 die Aerodynamik beeinflussende Entwurfsparameter verwendet. Eine multidisziplinäre Optimierung mit dem gleichen Vorgehen wird von Baker und Giesing [48] beschrieben. Dabei wurde eine Strömungssimulation unter Vernachlässigung der viskosen Terme für die Aerodynamik und ein Finite-Elemente-Modell für die Struktursimulation verwendet. Innerhalb dieser multidisziplinären Optimierung wurden lediglich 2 Entwurfsparameter für die Aerodynamik verwendet. Im Unterschied zu dem genannten Vorgehen werden bei der multidisziplinären Optimierung der vorliegenden Arbeit die statischen aeroelastischen Wechselwirkungen durch die Strömungs-Struktur-Kopplung innerhalb der Tragflügeloptimierung berücksichtigt. Weiterhin werden hier eine größere Anzahl an Entwurfsparametern und Simulationsverfahren mit einer vergleichbaren oder höheren Genauigkeit verwendet.

Multidisziplinäre Optimierungen des Tragflügels mit Berücksichtigung der aeroelastischen Tragflügelverformung und der Verwendung hochgenauer Verfahren für die Simulation der Aerodynamik wurden z.B. von Yang, Chen und Cui [49] und von Barnewitz [50] durchgeführt. In der Arbeit von Yang, Chen und Cui [49] wurden zur Simulation der Strömung die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS) numerisch gelöst und die Struktur wurde in Form einer fest vorgegebenen Systemsteifigkeitsmatrix modelliert. Die Entwurfsparameter der Optimierung bildeten jeweils 12 Kontrollpunkte der mit der B-Spline-Methode parametrisierten Tragflügelprofile. Als Optimierungsstrategie wurde ein genetischer Optimierungsalgorithmus auf einem Response-Surface-Approximationsmodell verwendet.

Im Gegensatz zu Yang, Chen und Cui berücksichtigte Barnewitz [50] eine Strukturdimensionierung des verwendeten äquivalenten Balkenmodells in seiner multidisziplinären Tragflügeloptimierung. Als Strömungssimulation wurden die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen verwendet. Die Entwurfsparameter bei dieser Optimierung waren die Profildicke, Profilwölbung und die Verwindung in 4 Tragflügelschnitten. Eine Dimensionierung des Flügelkastens erfolgte mit Parametern für die Dicke von Vorder- und Hinterholm in Kombination mit den Hautdicken der Beplankung. Für die Optimierung wurde der benötigte Schub im Reiseflug als Zielfunktion in der Form  $F = W \cdot C_D/C_L$  verwendet. Eine Nebenbedingung der Optimierung war die Beschränkung der maximalen Auslenkung an der Flügelspitze mit  $\Delta z_t \leq 1.3\text{ m}$  um die Biegeverformung auf einen der in [50] gewählten Entwurfsphilosophie im Hinblick auf das aeroelastische Verhalten entsprechenden Wert zu begrenzen. Weitere Nebenbedingungen waren die maximale Verwindung mit  $\varepsilon \leq 10^\circ$ , die maximale relative Profildicke an der Flügelwurzel mit  $(t/c)_r \leq 0.15$  und die Beibehaltung des relativen Nasenradius bei den Profilen um Verluste in den Flugleistungen im Langsamflug zu vermeiden. Als Optimierungsstrategie kam der Simplex-Algorithmus [51] zum Einsatz.

Im Gegensatz zu den Arbeiten von Yang, Chen und Cui [49] und Barnewitz [50] werden in der vorliegenden Arbeit neben der Simulation der Aerodynamik auch hochgenaue Verfahren für die Simulation der Strukturmechanik verwendet. Ein weiterer wichtiger Unterschied ist, daß in dieser Arbeit durch die Wahl der Entwurfsparameter auch eine Variation des Flügelgrundrisses in der multidisziplinären Tragflügeloptimierung berücksichtigt wird.

Multidisziplinäre Optimierungen des Tragflügels mit Berücksichtigung der Aeroelastizität wurden an realistischen Flugzeugkonfigurationen z.B. von Piperni et al. [52] für ein großes Geschäftsreiseflugzeug und von Chiba et al. [53] für ein Regionalverkehrsflugzeug durchgeführt. Für die Optimierung von Piperni et al. [52] kamen für die Simulation der Aerodynamik ein transsonisches Verfahren kleiner Störungen (TSD-Verfahren) gekoppelt mit einem Grenzschichtverfahren und für die Struktursimulation ein Balkenmodell zum Einsatz. Die Genauigkeit der verwendeten Simulationsverfahren ist hier durch die entsprechenden Erfahrungen und Windkanaluntersuchungen des Flugzeugherstellers gewährleistet. Bei der Optimierung von Chiba et al. [53] wurden Euler- und Navier-Stokes-Simulationsverfahren für die aerodynamische Modellierung und ein FEM-Modell für die Tragflügelstruktur verwendet. In beiden Arbeiten wurde die Struktur mit den jeweils betrachteten Lastfällen dimensioniert und die aeroelastischen Verformungen des Tragflügels in der multidisziplinären Optimierung berücksichtigt. Die Dimensionierung der Tragflügelstruktur berücksichtigt bei Chiba et al. neben der statischen Aeroelastizität auch das dynamische aeroelastische Stabilitätsproblems des Flatterns. Im Gegensatz zu der Optimierung von Piperni et al. bleibt der Flügelgrundriß bei der Optimierung von Chiba et al. unverändert. Die multidisziplinäre Optimierung der vorliegenden Arbeit unterscheidet sich von Piperni et al. [52] durch die Verwendung von Simulationsverfahren mit einer höheren Genauigkeit unter Einschränkung auf die Simulation des Tragflügels und von Chiba et al. [53] durch die Berücksichtigung von Variationen des Flügelgrundrisses.

Ein Überblick über den Einsatz der multidisziplinären Optimierung in der Industrie wird von Giesing und Barthelemy [54] gegeben. Dabei wird auf die speziellen Anforderungen an die multidisziplinäre Optimierung in einem industriellen Umfeld eingegangen. Entscheidend für alle gewonnenen Ergebnisse ist die technische Realisierbarkeit unter Berücksichtigung aller Randbedingungen.

### 2.3.1 Verfahren zur multidisziplinären Optimierung und Rechenaufwand

Bei der multidisziplinären Optimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren stellt meistens der Rechenaufwand den begrenzenden Faktor für die Anzahl der Entwurfsparameter dar. Zur multidisziplinären Optimierung von Aerodynamik und Struktur eines Überschallverkehrsflugzeugs mit einem Navier-Stokes-Verfahren und einem Finite-Elemente-Modell konnten z.B. Borland et al. [55] lediglich 3 Entwurfsparameter im Bereich der Aerodynamik und nur 20 Entwurfsparameter im Bereich der Struktur verwenden.

Nach Sobieszczyński-Sobieski und Haftka [46] ist die Bestimmung der disziplinübergreifenden Derivative, wie die Ableitung der aerodynamischen Leistung nach den Strukturparametern oder die Ableitung der Strukturantwort nach den die aerodynamische Kontur beschreibenden Parametern, ein Hauptbestandteil des Rechenaufwands. Deshalb wird von Grossman et al. [56] ein Vorgehen von Sobieszczyński-Sobieski [57], [58] verwendet, welches die Rechenzeit der Interaktion von Aerodynamik und Struktur durch die Bestimmung der globalen Sensitivitäten reduziert.

Eine weitere Möglichkeit den Rechenaufwand zu reduzieren besteht darin, Modelle mit unterschiedlicher Komplexität und Genauigkeit zu verwenden. Von Dudley et al. [59] wird z.B. eine Strukturoptimierung periodisch dazu verwendet, eine algebraische Gleichung zur Bestim-

mung der Strukturmasse während der multidisziplinären Optimierung anzupassen. Bei manchen Anwendungen ist eine feste Kopplung der Strukturoptimierung mit der aerodynamischen Optimierung nicht notwendig. Dann besteht die Möglichkeit die Strukturoptimierung vorher durchzuführen und entsprechende problemspezifische Gleichungsmodelle zur Gewichtsabschätzung zu verwenden. Beispiele für dieses Vorgehen sind die Arbeiten von McCullers [60] und Haftka et al. [61].

Für eine effiziente gradientenbasierende aerodynamische Optimierung eines flexiblen Tragflügels stellen Gumbert et al. [62] ein SAADO (Simultaneous Aerodynamic Analysis and Design Optimization) genanntes Verfahren vor. Für die aerodynamische Simulation wird eine numerische Strömungssimulation basierend auf den Navier-Stokes-Gleichungen bzw. Euler-Gleichungen und für die Struktursimulation eine Finite-Elemente-Methode verwendet. Bei dem Verfahren wird die Geometrie während der iterativen Lösung der nichtlinearen aerodynamischen Analyse verändert und es liegt erst im optimierten Zustand eine konvergierte Strömungslösung vor. Durch dieses Vorgehen konnte der Rechenaufwand für die Optimierung des flexiblen Tragflügels gegenüber dem konventionellen Vorgehen reduziert werden. Die Berücksichtigung der elastischen Tragflügelverformung führte zu einer deutlich anderen optimierten Tragflügelgeometrie als die Optimierung des starren Flügels. Als Nebenbedingungen der durchgeführten Optimierungsrechnungen wurden der Auftrieb des Tragflügels, die Verformungsarbeit der aerodynamischen Kräfte und der Nick- und Rollmomentenbeiwert verwendet. Eine Dimensionierung der Tragflügelstruktur entsprechend der auftretenden aerodynamischen Kräfte wurde im Gegensatz zur vorliegenden Arbeit nicht vorgenommen.

Wird im Rahmen einer aerodynamischen Formoptimierung eine gradientenbasierenden Optimierungsstrategie eingesetzt, können die Gradienten der Strömungsgrößen in Abhängigkeit der Entwurfparameter sehr effizient mit dem Adjungiertenverfahren bestimmt werden. Die Adjungierte wurde zuerst von Jameson für die Potentialgleichung [63] und später für die Eulergleichungen [64] zur aerodynamischen Formoptimierung verwendet. Mit dem Adjungiertenverfahren können die Änderungen der Strömungsgrößen unabhängig von der Anzahl der geometrischen Entwurfparameter mit dem Rechenaufwand in der Größenordnung einer numerischen Strömungssimulation berechnet werden. Dieses Verfahren wurde auf die Struktursimulation und die Aerodynamik-Struktur-Wechselwirkung erweitert.

Mit dieser Erweiterung wurde das Adjungiertenverfahren von Jameson, Leoviriyakit und Shankaran [65] für eine multidisziplinäre Profil- und Grundrißoptimierung eines Tragflügels unter Berücksichtigung der Aerodynamik-Struktur-Wechselwirkung eingesetzt. Die Aerodynamik wurde hier mit einem Navier-Stokes-Modell berechnet und die Strukturmechanik wurde mit einem Finite-Elemente-Modell simuliert. Im transsonischen Reiseflug wurde eine Einpunkt- und eine Mehrpunktoptimierung mit der Reichweite als Zielfunktion durchgeführt. Durch die Verwendung der Reichweite als Zielfunktion konnte die Aerodynamik in Form des Widerstands und die Struktur in Form der Strukturmasse berücksichtigt werden. Der optimierte Tragflügel hatte einen kleineren aerodynamischen Widerstand und eine geringere Strukturmasse als der Ausgangsflügel. Gegenüber dem Ausgangsflügel verfügte der optimierte Tragflügel über eine kleinere Pfeilung, eine größere Spannweite und eine größere relative Profildicke.

Auch Martins und Alonso [66] verwendeten das Adjungiertenverfahren für die multidisziplinären Optimierung mit hochgenauen Verfahren. Sie optimierten die Profil- und Rumpfgeometrie eines Überschallgeschäftsreiseflugzeugs unter Berücksichtigung der aeroelastischen Verformung. Die Aerodynamik wurde hier mit einem Euler-Modell berechnet und die Strukturmechanik wurde mit einem Finite-Elemente-Modell simuliert. Für die Dimensionierung der Struktur wurde eine Kreisselmeier-Steinhauser-Funktion verwendet. Diese Funktion fasst die Verhältnisse der im Reiseflug auftretenden Spannungen zu den zulässigen Spannungen von allen Strukturelementen zusammen. Die gradientenbasierende Reichweitenoptimierung berücksichtigte die

Kreisselmeier-Steinhauser-Funktion als Strafterm in der Zielfunktion. Das Ergebnis der multidisziplinären Optimierung war ein leichterer Tragflügel und eine Verringerung des aerodynamischen Widerstands. Der optimierte Tragflügel hatte eine kleinere relative Profildicke und eine modifizierte Profilkontur im Vergleich zum Ausgangsflügel.

Ein gradientenbasierendes Optimierungsverfahren wurde von Fazzolari [67], [68] zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung mit einer großen Anzahl an Entwurfsparametern verwendet. Dabei erweiterte er das kontinuierliche Adjungiertenverfahren auf Seiten der Aerodynamik um ein kontinuierliches Adjungiertenverfahren für die Struktur. Das entwickelte kontinuierliche gekoppelte Aerodynamik-Struktur-Adjungiertenverfahren berücksichtigt die Wechselwirkungen von Aerodynamik und Struktur bei der Bestimmung der Gradienten. Bestandteil des Verfahrens ist eine Euler-Simulation für die Berechnung der Aerodynamik und ein Finite-Elemente-Modell für die Simulation der Strukturmechanik. Ein Vergleich der optimierten Geometrien von einer aerodynamischen Widerstandsoptimierung mit Berücksichtigung der Interaktion von Aerodynamik und Struktur mit einer aerodynamischen Widerstandsoptimierung des deformierten Ausgangsflügels zeigte kaum Unterschiede. Dabei wurde der Flügelgrundriß und die Tragflügelstruktur im Rahmen dieser gradientenbasierenden Einpunktoptimierungen nicht verändert. Weiterhin zeigte eine Verdopplung der Anzahl an geometrischen Entwurfsparametern eine deutlich größere Reduktion des reibungsfreien aerodynamischen Widerstands. Bei 120 geometrischen Entwurfsparametern konnte der reibungsfreie Widerstand um 8.5 % und bei 240 geometrischen Entwurfsparametern um 26 % reduziert werden. Für die Berücksichtigung der Strukturmasse in der multidisziplinären Reichweitenoptimierung wurde eine Kreisselmeier-Steinhauser-Funktion in der Zielfunktion verwendet. Ein Ergebnis dieser multidisziplinären Tragflügeloptimierung ist eine Verschiebung des Auftriebs zum Innenflügel hin. Dies führt zu einer höheren Reichweite durch die Reduzierung der Strukturmasse des Flügels bei gleichzeitig leichter Zunahme des aerodynamischen Widerstands.

Im Bereich der multidisziplinären Tragflügeloptimierungen mit hochgenauen Simulationsverfahren stellt das Adjungiertenverfahren mit der Erweiterung auf die Struktursimulation und die Aerodynamik-Struktur-Wechselwirkung eine Möglichkeit dar, eine große Anzahl an Entwurfsparametern zu berücksichtigen. Dabei ist die Robustheit der Lösungsalgorithmen bei vielen Problemstellungen mit Verdichtungsstößen und Strömungsablösungen nicht ausreichend. Weiterhin setzt die Verwendung des Adjungiertenverfahren zur Bestimmung der Gradienten ein gradientenbasierendes Optimierungsverfahren voraus. Einschränkungen des Adjungiertenverfahrens ergeben sich auch bei starken Unterschieden in den Sensitivitäten der Entwurfsparameter gegenüber der Zielfunktion. Zusätzlich ist die Wahl der Zielfunktion Einschränkungen im Hinblick auf die zur Verfügung stehenden Gradienten unterworfen. Aus Gründen der hohen Anforderungen an die Robustheit, der geforderten Flexibilität bei der Auswahl der Entwurfsparameter und Zielfunktionen und der Auswahl einer robusten und globalen Optimierungsstrategie kam das Adjungiertenverfahren in der vorliegenden Arbeit nicht zum Einsatz.

Weitere fortschrittliche Techniken zur multidisziplinären Optimierung von Verkehrsflugzeugen werden von Lehner et al. [69] beschrieben. Um die zukünftigen Anforderungen an das Verkehrsflugzeug zu erfüllen, werden viele neue Technologien im Flugzeugbau zum Einsatz kommen. Daraus ergibt sich die Notwendigkeit genauere auf der Physik basierende Simulationsmodelle im Rahmen der multidisziplinären Optimierung im Flugzeugentwurf einzusetzen. In [69] wird dazu eine hybride Optimierungsstrategie (hybrid optimization) als Kombination aus zufallsbasierenden Verfahren und Gradientenverfahren zum Auffinden des globalen Optimums beschrieben. Weiterhin wird der Einsatz eines statistischen Verfahrens zur Bestimmung der Unsicherheit (uncertainty analysis) für die Formulierung eines robusten Optimierungsproblems (robust optimization) vorgestellt. Die Rechenzeiten sollen durch die Optimierung mit Verfahren unterschiedlicher Genauigkeit (multifidelity optimization) begrenzt werden. Bei die-

sen Verfahren wird ein einfaches Simulationsmodell regelmäßig durch ein hochgenaues Verfahren kalibriert.

Für die multidisziplinäre Optimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren und dem damit verbundenen hohen Rechenaufwand sind die Wahl der mehrere Disziplinen berücksichtigenden Zielfunktion und die Optimierungsstrategie von entscheidender Bedeutung. Als Zielfunktion für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung werden in der Literatur z.B. Gleitzahl, maximale Startmasse, Reichweite, Kraftstoffverbrauch oder Betriebskosten verwendet. Zur Suche des globalen oder lokalen Optimums der gewählten Zielfunktion im gewählten Entwurfsraum kommt eine geeignete Optimierungsstrategie zum Einsatz. Kriterien für die Anwendbarkeit von Optimierungsstrategien werden z.B. von Wild [70] angegeben.

### 2.3.2 Berücksichtigung der statischen und dynamischen aeroelastischen Effekte

Nach Hoenlinger, Kramer und Stettner [71] muß die multidisziplinäre Optimierung des Tragflügels für Verkehrsflugzeuge die statischen und dynamischen aeroelastischen Effekte berücksichtigen. Die oben genannten Arbeiten berücksichtigen mit Ausnahme der Arbeit von Chiba et al. [53] lediglich die statische Aeroelastizität des Tragflügels. Bei der multidisziplinären Tragflügeloptimierung von Chiba et al. wurde zusätzlich das dynamische aeroelastische Stabilitätsproblems des Flatterns einbezogen.

Die multidisziplinäre Optimierung des Tragflügels für Verkehrsflugzeuge muß nach Hoenlinger, Kramer und Stettner [71] den aeroelastischen Strukturentwurf einschließen. Schon in der Projektphase eines neuen Verkehrsflugzeugs sind aeroelastische Entwurfskriterien für den Strukturentwurf und den Optimierungsprozeß notwendig. Dabei sind entsprechend den Ausführungen von Hoenlinger, Kramer und Stettner [71] folgende Entwurfskriterien zu berücksichtigen:

- Innerhalb des gesamten Flugbereichs eines Flugzeugs muß Flattern, Divergenz und aeroelastische Instabilität ausgeschlossen werden.
- Die Wirksamkeit der Steuerflächen muß für sichere Flugeigenschaften innerhalb des gesamten Flugbereichs ausreichend groß sein.
- Die sich im Flug einstellende Form des Tragflügels sollte bei allen Konfigurationen minimalen aerodynamischen Widerstand und ausreichenden Auftrieb besitzen.

Ein Verfahren zur aeroelastischen Optimierung von Tragflügelstrukturen unter Berücksichtigung der dynamischen Aeroelastizität wird z.B. von Haryanto [72] beschrieben. Ziel der Optimierung war es eine hohe Flattergeschwindigkeit, hohe Eigenfrequenzen und niedrige Masse der Tragflügelstruktur zu erreichen. Für die Struktursimulation wurde ein modifiziertes Äquivalenz-Platten-Modell (Equivalent Plate Modell, EPM) verwendet. Die instationäre Aerodynamik wurde dabei mit einem Traglinienverfahren modelliert. Es wurden kontinuierliche (Geometrie) und diskrete Anzahlen von Versteifungen (Entwurfsparameter) mit Restriktionen hinsichtlich der Festigkeit und der Auslenkungen in den Optimierungsrechnungen verwendet. Als Optimierungsverfahren kamen modifizierte genetische Algorithmen zum Einsatz.

Die in der vorliegenden Arbeit verwendeten hochgenauen Simulationsverfahren eignen sich aufgrund des hohen Rechenaufwands nicht für die Bestimmung der dynamischen aeroelastischen Effekte innerhalb einer multidisziplinären Optimierung und die Anwendung bleibt deshalb auf Nachrechenaufgaben beschränkt.

In Kapitel 4 wird auf die für diese Arbeit relevanten Themen der multidisziplinären Optimierung näher eingegangen und eine Einordnung und Auswahl der verwendeten Methoden und Simulationsverfahren vorgenommen.





## 3 Entwurf von Tragflügeln für Verkehrsflugzeuge

Der Tragflügelentwurf von Verkehrsflugzeugen basiert in der Regel auf den in Form einer Transportaufgabe definierten Anforderungen. Diese Anforderungen beinhalten z.B. Vorgaben von Fluggeschwindigkeit, Nutzlast, Reichweite und Start- und Landestrecken. Im allgemeinen führt die Vorgabe einer Transportaufgabe zur Auswahl einer geeigneten Flugzeugkonfiguration und einem iterativen Entwurfsprozeß auf Gesamtflugzeugebene unter Berücksichtigung verschiedener Flugphasen wie Start, Steigflug, Reiseflug, Durchstarten und Landung. Aus diesem iterativen Entwurfsprozeß auf Gesamtflugzeugebene resultieren die maximalen Startmasse, die Flügelfläche und der benötigte Triebwerksschub für die betrachtete Flugzeugkonfiguration.

Die Anwendung der in dieser Arbeit entwickelten Prozeßkette bleibt aufgrund des hohen Rechenaufwands auf die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung unter Reiseflugbedingungen beschränkt. Um die aus den Betrachtungen auf Gesamtflugzeugebene folgenden Anforderungen an den Tragflügel zu erfüllen, folgen aus dem in diesem Kapitel beschriebenen Konzeptentwurf der Basiskonfiguration realistische Nebenbedingungen für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren. Die Beschreibung des Konzeptentwurfs der Basiskonfiguration erfolgt hierbei mit einfachen Handbuchmethoden für eine hier ausgewählte Flugzeugkonfiguration.

Weiterhin wird in diesem Kapitel detailliert auf die in dieser Arbeit wesentlichen physikalischen Aspekte des Tragflügelentwurfs im Hinblick auf die transsonische Aerodynamik, die Tragflügelstruktur und die Aeroelastik eingegangen.

### 3.1 Konzeptentwurf der Basiskonfiguration

Der Konzeptentwurf hat zu Beginn die Aufgabe eine den Anforderungen entsprechende Flugzeugkonfiguration auszuwählen. Anschließend sind die Fragen nach der Größe, Masse und Leistung des Flugzeugs zu beantworten. Dazu muß eine Auswahl der zur Verfügung stehenden Technologien unter Berücksichtigung von wirtschaftlichen- und umweltpolitischen Aspekten getroffen werden. In dieser Entwicklungsphase eines Flugzeugs wird ein großer Anteil der entstehenden Entwicklungs- und Produktionskosten festgeschrieben. Deshalb sind die Entscheidungen in dieser Phase mit großer Verantwortung verbunden.

Als Konfiguration wird ein konventionelles Langstreckenverkehrsflugzeug mit 2 Triebwerken von der Größe eines Airbus A330 ausgewählt. Die Reisegeschwindigkeit wird entsprechend der neuen Generation von Langstreckenverkehrsflugzeugen (Airbus A350 und Boeing 787) auf eine Mach-Zahl von  $Ma = 0.85$  festgelegt. Weiterhin werden Anforderungen an die Start- und Landestrecke gestellt. Die Sicherheitsstartstrecke nach CS-25/FAR 25 soll  $s_{TOFL} = 3000$  m betragen und für die Sicherheitslandestrecke nach CS-25/FAR 25 wird ein Wert von  $s_{LFL} = 2000$  m gefordert. In Abschnitt 3.1.1 werden die Sicherheitslandestrecke und die Sicherheitsstartstrecke jeweils näher erläutert.

Beim klassischen Vorgehen im Konzeptentwurf werden die Reichweite  $R$  und die Nutzlast  $m_P$  vorgegeben und die maximale Startmasse  $m_{MTO}$  stellt das zentrale Ergebnis eines iterativen Entwurfsprozesses dar. Die hochgenauen Simulationsverfahren sind aufgrund ihres hohen Rechenaufwands und ihrer hohen Komplexität innerhalb eines iterativen Prozesses entsprechend

dem klassischen Vorgehen im Konzeptentwurf praktisch nicht anwendbar. Deshalb wird in dieser Arbeit die maximale Startmasse auf einen Wert von  $m_{MTO} = 210\,000\text{ kg}$  festgelegt und gleichzeitig auf eine Anforderung an die Reichweite  $R$  oder die Nutzlast  $m_P$  verzichtet. Eine der beiden Größen wird dann in der multidisziplinären Tragflügeloptimierung von Kapitel 6 vorgegeben und die andere Größe ist Inhalt der Zielfunktion der entsprechenden Optimierung. Mit der Festlegung der maximalen Startmasse ergeben sich aus dem in diesem Kapitel beschriebenen Konzeptentwurf der Basiskonfiguration die Flügelfläche, der erforderliche Triebwerksschub und der Entwurfspunkt, welche die benötigten Nebenbedingungen der multidisziplinären Tragflügeloptimierung darstellen.

Tabelle 3.1 gibt einen zusammenfassenden Überblick über die der Dimensionierung der Basiskonfiguration zugrundeliegenden Anforderungen. Alle gestellten Anforderungen und Vorgaben orientieren sich dabei an der ausgewählten Konfiguration eines konventionellen Langstreckenverkehrsflugzeugs.

Flugbedingungen	
Mach-Zahl	$Ma = 0.85$
Anforderungen	
Startstrecke	$s_{TOFL} = 3000\text{ m}$
Landestrecke	$s_{LFL} = 2000\text{ m}$
Flugzeug	
Maximale Startmasse	$m_{MTO} = 210\,000\text{ kg}$

Tabelle 3.1: Anforderungen und vorgegebene maximale Startmasse zur Dimensionierung der Basiskonfiguration.

Ein wichtiger Bestandteil des Konzeptentwurfs ist die Dimensionierung (sizing) des Flugzeugs. Die Dimensionierung hat die Aufgabe Triebwerksschub, Tragflügelfläche und Masse des Flugzeugs aus den vorgegebenen Anforderungen zu bestimmen. Mit dem benötigten Triebwerksschub kann dann die Auswahl eines bereits vorhandenen oder der Auftrag für die Entwicklung eines neuen Triebwerks erfolgen. Als wichtigste Vorgaben für den weiteren Flugzeugentwurf dienen entsprechend dem hier nicht verfolgten klassischen Vorgehen die ermittelte Tragflügelfläche und Masse des Flugzeugs. Ein weiteres Ergebnis der Dimensionierung (sizing) des Flugzeugs ist der Entwurfspunkt in Form der Flughöhe und des Entwurfsauftriebsbeiwerts.

Die Dimensionierung bezieht sich in der Regel unter Verwendung von sehr einfachen Methoden auf das Gesamtflugzeug. Hier liefert die Dimensionierung des Flugzeugs entsprechend Abschnitt 3.1.1 die Nebenbedingungen für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung. Neben den Anforderungen werden erste Annahmen für die Geometrie, Triebwerk und Aerodynamik gemacht, welche in einer späteren Entwurfsphase noch zu überprüfen sind. Die Ergebnisse der hier durchgeführten Dimensionierung werden in dem Entwurfsdiagramm von Abschnitt 3.1.2 zusammengetragen. Mit dem im Entwurfsdiagramm ausgewählten Entwurfspunkt ergeben sich hier z.B. die Flügelfläche, Flughöhe, Auftriebsbeiwert und Gleitzahl im Reiseflug. In Abschnitt 3.1.3 werden wichtige die Tragflügelgeometrie beschreibende Parameter und ihr Einfluß im Rahmen der Flügelauslegung vorgestellt. Der Tragflügel als zentraler Bestandteil des Verkehrsflugzeugs wird mit der in Kapitel 5 beschriebenen Prozeßkette optimiert. Daraus folgen die in Kapitel 6 beschriebenen Massen und Leistungen im Reiseflug für ein Verkehrsflugzeug unter Verwendung des entsprechenden optimierten Tragflügels.

### 3.1.1 Dimensionierung (sizing)

Die Dimensionierung soll hier in Anlehnung an Loftin [5] vorgenommen werden. Sie bezieht sich auf strahlgetriebene Verkehrsflugzeuge, die nach CS-25/FAR 25 zugelassen werden müssen.

Der Ablauf der Dimensionierung ist in Bild 3.1 dargestellt. Aus einem einfachen Modell für die Aerodynamik des zu dimensionierenden Flugzeugs, welches in Bild 3.1 mit „Auftrieb und Widerstand“ bezeichnet wird, resultiert eine Abschätzung der aerodynamischen Leistung in den verschiedenen Flugphasen. Auf das in den einzelnen Flugphasen verwendete einfache Modell für die Aerodynamik wird in den folgenden Abschnitten noch eingegangen. Aus der Betrachtung der „Landestrecke“ mit der zugehörigen Anforderung an die Sicherheitslandestrecke  $s_{LFL}$  folgt entsprechend Bild 3.1 eine maximal zulässige Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$ . Die Betrachtungen der „Steigrate im 2. Segment“ und der „Steigrate beim Durchstarten“ liefern, wie ebenfalls in Bild 3.1 dargestellt, jeweils ein minimal zulässiges Schub-Gewichtsverhältnis  $T_{TO}/(m_{MTO} g)$ . Dabei werden die in den Zulassungsvorschriften CS-25/FAR 25 geforderten Steigraten zugrundegelegt. Unter Vorgabe der Sicherheitsstartstrecke  $s_{TOFL}$ , der Mach-Zahl im Reiseflug  $Ma$  und der „Triebwerksleistung“ können aus den Betrachtungen der „Startstrecke“ und des „Reiseflugs“ jeweils funktionale Zusammenhänge zwischen der Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$  und dem Schub-Gewichtsverhältnis  $T_{TO}/(m_{MTO} g)$  hergestellt werden. Dies ist auch der Darstellung von Bild 3.1 zu entnehmen.

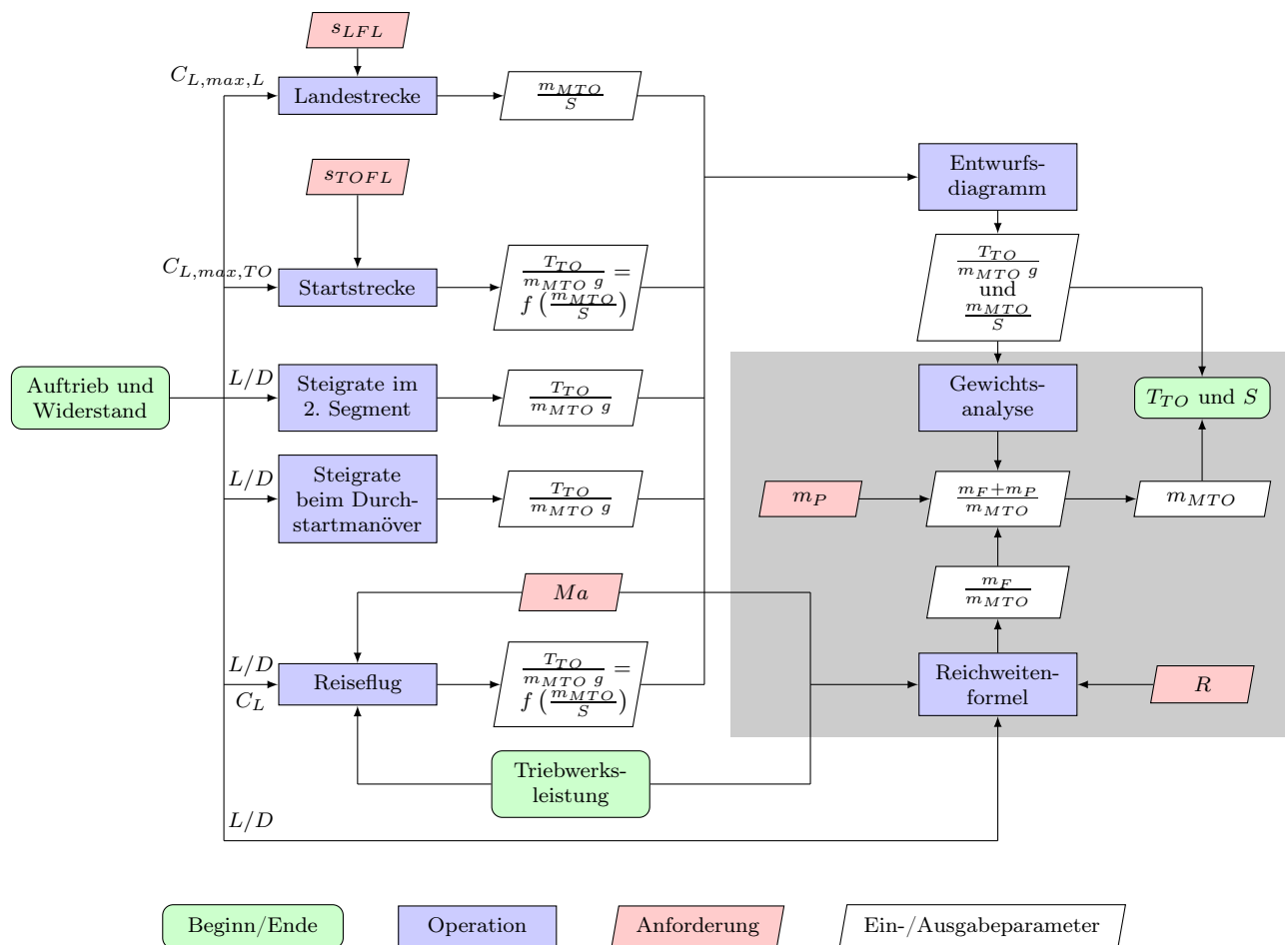


Bild 3.1: Ablaufdiagramm der Dimensionierung nach Loftin [5].

Die aus den einzelnen Flugphasen resultierenden Ausgaben in Form der maximal zulässi-

gen Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$ , der minimalen Schub-Gewichtsverhältnisse  $T_{TO}/(m_{MTO}g)$  und der funktionalen Zusammenhänge dieser beiden Größen werden im sogenannten „Entwurfsdiagramm“ entsprechend Bild 3.6 zusammengetragen. Dabei werden der Schub  $T$  und die Masse  $m$  des Flugzeugs in den einzelnen Flugphasen auf die Bedingungen beim Start mit maximaler Abflugmasse (Indizes  $TO$  und  $MTO$ ) umgerechnet. Im Entwurfsdiagramm eines Flugzeugs wird das Schub-Gewichtsverhältnis  $T_{TO}/(m_{MTO}g)$  über der Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$  aufgetragen und anschließend der Entwurfsunkt, welcher alle zugrundeliegenden Anforderungen erfüllt, ausgewählt. Mit der Wahl des Entwurfspunkts aus dem Entwurfsdiagramm in Bild 3.6 folgt das Schub-Gewichtsverhältnis  $T_{TO}/(m_{MTO}g)$  und die Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$  für das betrachtete Flugzeug.

Für den in diesem Kapitel beschriebenen Konzeptentwurf der Basiskonfiguration soll der von Loftin [5] vorgestellten Dimensionierung bis zum Entwurfsdiagramm gefolgt werden. Die in den folgenden Abschnitten betrachteten Flugphasen bestimmen dann wie eingangs beschrieben die zulässigen Bereiche des Schub-Gewichtsverhältnisses  $T_{TO}/(m_{MTO}g)$  und der Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$  und werden für die Basiskonfiguration in dem Entwurfsdiagramm von Abschnitt 3.1.2 dargestellt. Anschließend wird der Entwurfsunkt der Basiskonfiguration bestimmt, indem mit erster Priorität ein möglichst geringes Schub-Gewichtsverhältnis und mit zweiter Priorität eine möglichst hohe Flächenbelastung gewählt wird. Diese Auswahl ist in der Regel mit den geringsten Abmessungen und Massen der Triebwerke und einem leichten Tragflügel verbunden.

Der in Bild 3.1 dunkelgrau hinterlegte Bereich wird im Rahmen dieser Arbeit durch das in Kapitel 5 beschriebene Vorgehen ersetzt und soll deshalb nicht näher betrachtet werden. Im Gegensatz zu dem hier vorgestellten einfachen aerodynamischen Modell erfolgt die Bestimmung der Gleitzahl im Reiseflug  $L/D$  in den multidisziplinären Tragflügeloptimierungen von Kapitel 6 mit hochgenauen Simulationsverfahren. Dabei bleibt die Verwendung der hochgenauen Simulationsverfahren auf den Tragflügel beschränkt und der aerodynamische Widerstand von Rumpf und Leitwerk wird im betrachteten Entwurfsunkt als konstant angenommen.

## Landestrecke

Die Sicherheitslandestrecke (landing field length) nach CS-25/FAR 25 wird aus der Landestrecke (landing distance) und einem Sicherheitsfaktor bestimmt. Dabei wird die Landestrecke von einer Flughöhe von 50 ft bis zum vollständigen Stillstand des Flugzeugs gemessen. Der Landeanflug muß in der Landekonfiguration mit einer Anfluggeschwindigkeit von mindestens  $V_{APP} = 1.3 V_{S,L}$  bis auf die Flughöhe von 50 ft erfolgen. Entsprechend den Luftfahrtvorschriften CS-25/FAR 25 beträgt der Sicherheitsfaktor bei strahlgetriebenen Flugzeugen  $1/0.6 = 1.667$ .

Die Sicherheitslandestrecke  $s_{LFL}$  kann in Abhängigkeit der Anfluggeschwindigkeit  $V_{APP}$  mit Gleichung 3.1 abgeschätzt werden. Diese Gleichung mit dem angegebenen Faktor  $k_{APP}$  ergibt sich aus einer Statistik von Loftin [5], die für Flugzeuge mit Strahlantrieb die Sicherheitslandestrecke der Anfluggeschwindigkeit gegenüberstellt.

$$s_{LFL} = k_{APP} V_{APP}^2 \quad \text{mit} \quad k_{APP} = 0.346 \text{ s}^2/\text{m} \quad (3.1)$$

Mit dem Kräftegleichgewicht von Auftrieb  $L$  und Flugzeuggewicht  $W$ , der Anfluggeschwindigkeit  $V_{APP} = 1.3 V_{S,L}$  nach CS-25/FAR 25, dem Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse  $m_{ML}/m_{MTO}$  und Gleichung 3.1 kann die zulässige Flächenbelastung bei maximaler Startmasse  $m_{MTO}/S$  mit folgender Formel berechnet werden:

$$\frac{m_{MTO}}{S} \leq k_L \frac{\rho/\rho_0}{m_{ML}/m_{MTO}} C_{L,max,L} s_{LFL} \quad \text{mit} \quad k_L = 0.107 \text{ kg/m}^3 \quad (3.2)$$

Für das Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse  $m_{ML}/m_{MTO}$  wird basierend auf den von Roskam [6] (Transportflugzeuge:  $0.65 \leq m_{ML}/m_{MTO} \leq 1.0$ ) und Loftin [5] (Langstreckentransportflugzeuge:  $m_{ML}/m_{MTO} \approx 0.73$ ) angegebenen Werten ein Verhältnis von  $m_{ML}/m_{MTO} = 0.7$  für die Basiskonfiguration gewählt. Weiterhin wird für die Basiskonfiguration ein maximaler Auftriebsbeiwert in Landekonfiguration  $C_{L,max,L}$  in Anlehnung an den von Roskam [6] veröffentlichten Bereich (Transportflugzeuge:  $1.8 \leq C_{L,max,L} \leq 2.8$ ) ein Wert von  $C_{L,max,L} = 2.2$  angenommen.

Die gewählten Werte für das Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse  $m_{ML}/m_{MTO}$  und des maximalen Auftriebsbeiwerts in Landekonfiguration  $C_{L,max,L}$  sind für die Basiskonfiguration in Tabelle 3.4 aufgeführt.

Der aus Ungleichung 3.2 folgende zulässige Bereich der Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$  wird in das vorläufige Entwurfsdiagramm der Basiskonfiguration von Bild 3.2 eingezeichnet.

### Startstrecke

Die Sicherheitsstartstrecke (take-off field length) nach CS-25/FAR 25 ist die größere Strecke, die sich aus einem Vergleich der ausgeglichenen Startstrecke mit Triebwerksausfall (balanced field length) und der Startstrecke ohne Triebwerksausfall (take-off distance) ergibt. Dabei ist die ausgeglichene Startstrecke mit Triebwerksausfall die benötigte Startstrecke vom Stand bis auf eine Flughöhe von 35 ft mit einem bei der Entscheidungsgeschwindigkeit auftretenden Triebwerksausfall. In diesem Fall sind die benötigte Startstrecke und der Bremsweg bis zum vollständigen Stillstand gleich groß. Tritt der Triebwerksausfall vor Erreichen der Entscheidungsgeschwindigkeit auf, muß der Start abgebrochen und das Flugzeug bis zum Stillstand abgebremst werden. Bei einem Triebwerksausfall nach Erreichen der Entscheidungsgeschwindigkeit muß der Start mit den verbleibenden Triebwerken fortgesetzt werden. Die Startstrecke ohne Triebwerksausfall beträgt entsprechend den Luftfahrtvorschriften CS-25/FAR 25 die mit dem Sicherheitsfaktor von 1.15 multiplizierte Startstrecke, die bis zum Erreichen einer Flughöhe von 35 ft benötigt wird.

Die Sicherheitsstartstrecke  $s_{TOFL}$  kann nach einer Statistik von Loftin [5] für Flugzeuge mit Strahlantrieb in Abhängigkeit des Parameters  $\frac{m_{MTO}/S}{\rho/\rho_0 C_{L,max,TO} T_{TO}/(m_{MTO} g)}$  angegeben werden. Daraus ergibt sich das zulässige Verhältnis aus Schub-Gewichtsverhältnis  $T_{TO}/(m_{MTO} g)$  und Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$  nach folgender Gleichung:

$$\frac{T_{TO}/(m_{MTO} g)}{m_{MTO}/S} \geq \frac{k_{TO}}{\rho/\rho_0 C_{L,max,TO} s_{TOFL}} \quad \text{mit} \quad k_{TO} = 2.34 \text{ m}^3/\text{kg} \quad (3.3)$$

Für den maximalen Auftriebsbeiwert in Startkonfiguration  $C_{L,max,TO}$  wird basierend auf den von Roskam [6] angegebenen Wertebereichen der maximalen Auftriebsbeiwerte in Start- und Landekonfiguration (Transportflugzeuge:  $1.6 \leq C_{L,max,TO} \leq 2.2$  und  $1.8 \leq C_{L,max,L} \leq 2.8$ ) folgender Zusammenhang angenommen:

$$C_{L,max,TO} = 0.8 C_{L,max,L} \quad (3.4)$$

Mit dem in Tabelle 3.4 angegebenen maximalen Auftriebsbeiwert in Landekonfiguration  $C_{L,max,L}$  und Gleichung 3.4 ergibt sich für die Basiskonfiguration ein maximaler Auftriebsbeiwert in Startkonfiguration von  $C_{L,max,TO} = 1.76$ .

Der sich aus Ungleichung 3.3 ergebende Bereich wird ebenfalls in das vorläufige Entwurfsdiagramm der Basiskonfiguration von Bild 3.2 übernommen.

### Steigrate im 2. Segment

In den Zulassungsvorschriften CS-25/FAR 25 ist eine minimale Steigrate im 2. Segment der Startflughahn (second segment climb gradient) gefordert. Dabei ist das Triebwerk mit dem größten Hebelarm bezogen auf den Schwerpunkt ausgefallen und das Fahrwerk eingefahren.

Flugzeugkonfiguration	Minimale Steigrate im 2. Segment nach CS-25/FAR 25
Zweistrahliges Verkehrsflugzeug	2.4 %
Dreistrahliges Verkehrsflugzeug	2.7 %
Vierstrahliges Verkehrsflugzeug	3.0 %

Tabelle 3.2: Minimale Steigrate im 2. Segment bei Ausfall eines Triebwerks in Abhängigkeit von der Anzahl der Triebwerke nach CS-25/FAR 25.

Für die Kräftegleichgewichte in Richtung des Flugpfades und senkrecht dazu können für den Steigflug nach [73] folgende Gleichungen angegeben werden:

$$\begin{aligned} T - D - W \sin \gamma &= 0 \\ L - W \cos \gamma &= 0 \end{aligned} \quad (3.5)$$

Der maximale Schub bei einem ausgefallenen Triebwerk kann in Abhängigkeit der Triebwerksanzahl  $N$  und des Startschubs  $T_{TO}$  mit folgender Gleichung berechnet werden:

$$T = \frac{N}{N-1} T_{TO} \quad (3.6)$$

Unter der Annahme kleiner Steigwinkel  $\gamma$  ( $\cos \gamma \approx 1$  und  $\sin \gamma \approx \gamma$ ) kann mit den Gleichungen 3.5 und 3.6 das erforderliche Schub-Gewichtsverhältnis in Abhängigkeit der Triebwerksanzahl  $N$ , des minimalen Steigwinkels  $\gamma$  und des Flugzeuggewichts  $W = m_{MTO} g$  im 2. Segment der Startflughahn folgendermaßen bestimmt werden:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} g} \geq \frac{N}{N-1} \left( \frac{1}{(L/D)_{TO}} + \gamma \right) \quad (3.7)$$

Der Steigwinkel  $\gamma$  entspricht hier der minimalen Steigrate im 2. Segment nach Tabelle 3.2. Mit der Annahme einer parabolischen Widerstandspolare kann die Gleitzahl in Startkonfiguration  $(L/D)_{TO}$  folgendermaßen abgeschätzt werden:

$$\left( \frac{L}{D} \right)_{TO} = \frac{(C_L)_{TO}}{(C_{D0})_{TO} + \Delta C_{D,F} + \Delta C_{D,S} + \frac{(C_L)_{TO}^2}{\pi e_{TO} A}} \quad (3.8)$$

Der Auftriebsbeiwert in Startkonfiguration  $(C_L)_{TO}$  kann aus dem in den Zulassungsvorschriften CS-25/FAR 25 geforderten Geschwindigkeitsverhältnis  $V_2/V_{S,TO} = 1.2$  entsprechend folgender Gleichung berechnet werden:

$$(C_L)_{TO} = C_{L,max,TO} \left( \frac{V_{S,TO}}{V_2} \right)^2 = \frac{C_{L,max,TO}}{1.44} \quad (3.9)$$

Die Abschätzung des Nullwiderstandsbeiwerts  $C_{D0}$  in Gleichung 3.8 wird im Zusammenhang mit der noch folgenden Bestimmung der maximalen Gleitzahl erläutert. Unter Berücksichtigung der beim Steigflug im 2. Segment vorliegenden Fluggeschwindigkeit  $V_2$  erfolgt die Bestimmung des Nullwiderstandsbeiwerts in Startkonfiguration  $(C_{D0})_{TO}$  mit Gleichung 3.17. Dabei

beeinflussen die aus der Fluggeschwindigkeit  $V_2$  bestimmte Mach- und Reynolds-Zahl über den Reibungsbeiwert entsprechend Gleichung 3.22 den Nullwiderstandsbeiwert von Gleichung 3.17.

Die Änderung des Widerstandsbeiwerts durch die ausgefahrenen Landeklappen  $\Delta C_{D,F}$  kann in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwerts  $C_L$  entsprechend den in Loftin [5] angegebenen Werten mit der folgenden von Scholz [7] abgeleiteten Formel angegeben werden:

$$\Delta C_{D,F} = 0.05 C_L - 0.055 \quad \text{für} \quad C_L \geq 1.1 \quad (3.10)$$

Weiterhin wird von Loftin [5] die Änderung des Widerstandsbeiwerts durch die ausgefahrenen Vorflügel  $\Delta C_{D,S}$  vernachlässigt. Weil die Hochauftriebssysteme bei neuen Flugzeugentwürfen in der Startkonfiguration zunehmend weniger Zusatzwiderstand im Bereich der Vorflügel verursachen, ist der gemachte Fehler relativ gering. Der Grund dafür sind die in Startstellung spaltlosen Vorflügel. Ein Beispiel dafür sind die von Lulla [74] beschriebenen Kippnasen im Innenflügelbereich und die in Startstellung spaltlosen Vorflügel im Außenflügelbereich des Airbus A350XWB.

Auch der induzierte Widerstand vergrößert sich durch die ausgefahrenen Landeklappen aufgrund der damit verbundenen Beeinflussung der Auftriebsverteilung. Dies wird in Gleichung 3.8 durch den Oswald-Faktor in Startkonfiguration  $e_{TO} = e_L$  berücksichtigt. Für den Oswald-Faktor in Startkonfiguration  $e_{TO}$  gibt Loftin [5] einen Wert von  $e_{TO} = 0.70$  an. Dieser Wert wird für die hier zu dimensionierende Basiskonfiguration übernommen und ist in Tabelle 3.4 aufgeführt.

Aus Ungleichung 3.7 ergibt sich analog zu den Anforderungen an die Start- und Landestrecke ein zulässiger Bereich im vorläufigen Entwurfsdiagramm der Basiskonfiguration von Bild 3.2.

### Steigrate beim Durchstartmanöver

Für das Durchstartmanöver (missed approach) ist in den Zulassungsvorschriften CS-25/FAR 25 ebenfalls eine minimale Steigrate gefordert. Hier ist das Triebwerk mit dem größten Hebelarm bezogen auf den Schwerpunkt ebenfalls ausgefallen und das Fahrwerk ist nach CS-25 eingefahren und nach FAR 25 ausgefahren. Das Flugzeug befindet sich bei diesem Flugmanöver in Landekonfiguration und die Masse entspricht der maximalen Landemasse  $m_{ML}$ .

Flugzeugkonfiguration	Minimale Steigrate beim Durchstartmanöver nach CS-25/FAR 25
Zweistrahliges Verkehrsflugzeug	2.1 %
Dreistrahliges Verkehrsflugzeug	2.4 %
Vierstrahliges Verkehrsflugzeug	2.7 %

Tabelle 3.3: Minimale Steigrate beim Durchstartmanöver bei Ausfall eines Triebwerks in Abhängigkeit von der Anzahl der Triebwerke nach CS-25/FAR 25.

Das erforderliche Schub-Gewichtsverhältnis im Steigflug nach dem Durchstartmanöver entsprechend der Zulassungsvorschriften CS-25/FAR 25 kann unter Berücksichtigung des Verhältnisses von maximaler Landemasse zu maximaler Startmasse  $m_{ML}/m_{MTO}$  analog zu Gleichung 3.7 folgendermaßen berechnet werden:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} g} \geq \frac{N}{N-1} \left( \frac{1}{(L/D)_L} + \gamma \right) \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} \quad (3.11)$$

Der Steigwinkel  $\gamma$  entspricht hier ebenfalls der minimalen Steigrate beim Durchstartmanöver nach Tabelle 3.3. Für die Gleitzahl in Landekonfiguration  $(L/D)_L$  kann wieder unter der Annahme einer parabolischen Widerstandspolare folgende Gleichung angesetzt werden:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_L = \frac{(C_L)_L}{(C_{D0})_L + \Delta C_{D,F} + \Delta C_{D,S} + \Delta C_{D,G} + \frac{(C_L)_L^2}{\pi e_L A}} \quad (3.12)$$

Der Auftriebsbeiwert in Landekonfiguration  $(C_L)_L$  kann aus dem in den Zulassungsvorschriften CS-25/FAR 25 geforderten Geschwindigkeitsverhältnis  $V_{APP}/V_{S,TO} = 1.3$  entsprechend folgender Gleichung abgeschätzt werden:

$$(C_L)_L = C_{L,max,L} \left(\frac{V_{S,L}}{V_{APP}}\right)^2 = \frac{C_{L,max,L}}{1.69} \quad (3.13)$$

Die Abschätzung des Nullwiderstandsbeiwerts  $C_{D0}$  wird, wie vorher schon angemerkt, erst im Zusammenhang mit der Bestimmung der maximalen Gleitzahl erläutert. Unter Berücksichtigung der beim Durchstartmanöver vorliegenden Fluggeschwindigkeit  $V_{APP}$  erfolgt hier die Bestimmung des Nullwiderstandsbeiwerts in Landekonfiguration  $(C_{D0})_L$  mit Gleichung 3.17. Dabei beeinflussen die aus der Fluggeschwindigkeit  $V_{APP}$  bestimmte Mach- und Reynolds-Zahl über den Reibungsbeiwert entsprechend Gleichung 3.22 den Nullwiderstandsbeiwert von Gleichung 3.17.

Die Änderung des Widerstandsbeiwerts durch die ausgefahrenen Landeklappen  $\Delta C_{D,F}$  wird analog zur Bestimmung der Steigrate im 2. Segment in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwerts  $C_L$  entsprechend Gleichung 3.10 berücksichtigt.

Auch hier wird auf eine Änderung des Widerstandsbeiwerts durch die ausgefahrenen Vorflügel  $\Delta C_{D,S}$  entsprechend Loftin [5] verzichtet. Bei der hier betrachteten Landekonfiguration ist der damit verbunden Fehler größer als bei der schon besprochenen Startkonfiguration. Die Ursache für den folglich nicht berücksichtigten größeren Widerstandszuwachs sind die weiter ausgefahrenen Vorflügel mit den damit verbundenen größeren Spalten.

Für den zusätzlichen Widerstandsbeiwert bei ausgefahrenem Fahrwerk  $\Delta C_{D,G}$  wird entsprechend Loftin [5] ein Wert von  $\Delta C_{D,G} = 0.015$  in Gleichung 3.12 verwendet. Die Berücksichtigung des zusätzlichen Widerstandsbeiwert bei ausgefahrenem Fahrwerk  $\Delta C_{D,G}$  entspricht damit dem in der Zulassungsvorschrift FAR 25 geforderten ausgefahrenem Fahrwerk beim Durchstartmanöver. Eine Betrachtung des Durchstartmanövers mit eingefahrenen Fahrwerk entsprechend der Zulassungsvorschrift CS-25 führt entsprechend Gleichung 3.12 zu einer größeren Gleitzahl in Landekonfiguration  $(L/D)_L$ . Daraus resultiert entsprechend Gleichung 3.11 ein kleineres Schub-Gewichtsverhältnis im Steigflug nach dem Durchstartmanöver. Die zu dimensionierende Basiskonfiguration soll die Anforderungen beider Zulassungsvorschriften an den Steigflug nach dem Durchstartmanöver erfüllen. Weil die Anforderungen der Zulassungsvorschrift FAR 25 bezüglich des Schub-Gewichtsverhältnis im Steigflug nach dem Durchstartmanöver die Anforderungen der Zulassungsvorschrift CS-25 einschließen, wird hier ein ausgefahrenes Fahrwerk entsprechend der Zulassungsvorschrift FAR 25 betrachtet.

Wie schon angesprochen, vergrößert sich der induzierte Widerstand durch die ausgefahrenen Landeklappen aufgrund der damit verbundenen Beeinflussung der Auftriebsverteilung. Dies wird hier in gleicher Weise durch den Oswald-Faktor in Landekonfiguration  $e_L$  von Gleichung 3.12 berücksichtigt. Für den Oswald-Faktor in Landekonfiguration  $e_L$  gibt Loftin [5] einen Wert von  $e_L = 0.70$  an. Dieser Wert entspricht dem eingeführten Oswald-Faktor für die Startkonfiguration  $e_{TO}$  und wird für die hier zu dimensionierende Basiskonfiguration übernommen. Der Oswald-Faktor in Landekonfiguration  $e_L$  ist ebenfalls in Tabelle 3.4 aufgeführt.

Auch Ungleichung 3.11 definiert einen Bereich des erforderlichen Schub-Gewichtsverhältnisses im vorläufigen Entwurfsdiagramm der Basiskonfiguration von Bild 3.2.

Das in Bild 3.2 dargestellte vorläufige Entwurfsdiagramm der Basiskonfiguration beinhaltet die Ergebnisse der Dimensionierung in Bezug auf die Start- und Landestrecke und auf die



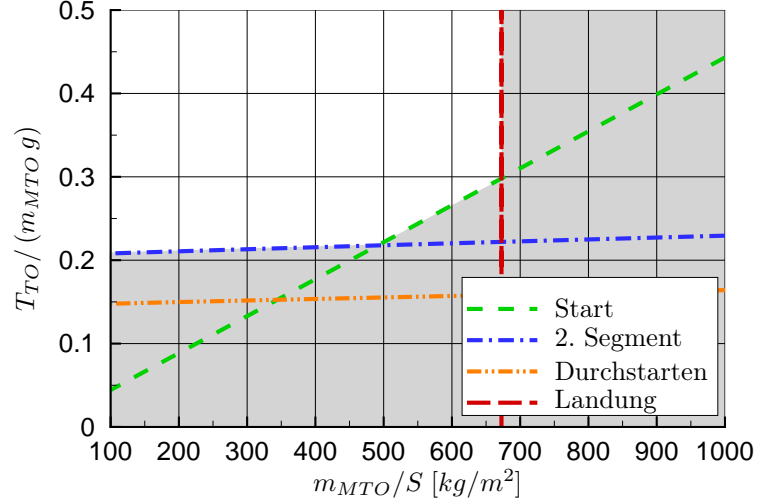


Bild 3.2: Vorläufiges Entwurfsdiagramm der Basiskonfiguration zur Bestimmung des Schub-Gewichtsverhältnisses und der Flächenbelastung.

Steigraten im 2. Segment und beim Durchstartmanöver. Dabei ist der unzulässige Bereich des Schub-Gewichtsverhältnisses und der Flächenbelastung grau hinterlegt. Das endgültige Entwurfsdiagramm der Basiskonfiguration folgt in Abschnitt 3.1.2 nach den hier folgenden Betrachtungen des Reiseflugs.

### Reiseflug

Der Reiseflug wird als ein stationärer Geradeausflug auf Reiseflughöhe betrachtet. Weiterhin sollen folgende Gleichungen gelten:

$$\begin{aligned} \vec{L} + \vec{W} &= 0 \quad \Rightarrow \quad L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = m g = W \\ \vec{D} + \vec{T} &= 0 \quad \Rightarrow \quad D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = T \end{aligned} \quad (3.14)$$

Mit diesen Gleichungen für die Beschreibung des Reiseflugs kann ein Zusammenhang zwischen der Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$  und dem Schub-Gewichtsverhältnis  $T_{TO}/(m_{MTO} g)$  hergestellt werden. In den folgenden drei Abschnitten wird dieser Zusammenhang für eine Darstellung im Entwurfsdiagramm hergeleitet.

**Flächenbelastung** Aus dem Kräftegleichgewicht nach Gleichung 3.14, der Definition der Mach-Zahl  $Ma = V/a = V/\sqrt{\kappa R T}$  und der thermischen Zustandsgleichung des idealen Gases  $p = \rho R T$  folgt für die Flächenbelastung:

$$\frac{m_{MTO}}{S} = \frac{\kappa Ma^2}{2 g m_{cr}/m_{MTO}} C_L p(H) \quad (3.15)$$

Der Auftriebsbeiwert  $C_L$  in Gleichung 3.15 entspricht dem Entwurfsauftriebsbeiwert des Flugzeugs unter Reiseflugbedingungen. Als Entwurfsauftriebsbeiwert wird für Verkehrsflugzeuge mit Strahltriebwerk oft der Auftriebsbeiwert bei maximaler Gleitzahl  $C_{L,max L/D}$  gewählt. Dieser

entspricht bei gegebenem Auftrieb dem Auftriebsbeiwert mit minimalem Widerstand. Weiterhin ist in Gleichung 3.15 das Verhältnis aus der Flugzeugmasse zu Beginn des Reiseflugs und maximaler Startmasse  $m_{cr}/m_{MTO}$  enthalten. Mit diesem Verhältnis wird die Flächenbelastung vom Beginn des Reiseflugs auf die Flächenbelastung beim Start mit maximaler Startmasse umgerechnet.

Eine Sicherheitsreserve in der Dimensionierung kann nach Scholz [7] dadurch eingebracht werden, indem die Masse zu Beginn des Reiseflugs  $m_{cr}$  der maximalen Startmasse  $m_{MTO}$  entspricht. Diese vereinfachte Annahme soll auch bei der Dimensionierung der Basiskonfiguration durch den gewählten Wert für das Verhältnis aus Masse zu Beginn des Reiseflugs und maximaler Startmasse von  $m_{cr}/m_{MTO} = 1.0$  entsprechend Tabelle 3.4 verwendet werden.

**Maximale Gleitzahl im Reiseflug** In Raymer [3] und Torenbeek [4] findet man Modelle zum Abschätzen der maximalen Gleitzahl im Reiseflug. Mit der Annahme einer parabolischen Widerstandspolare kann die Gleitzahl folgendermaßen abgeschätzt werden:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e A}} \quad (3.16)$$

Der Nullwiderstand  $D_0$  beinhaltet den Interferenz-, Reibungs-, Form-, Trimm- und Wellenwiderstand. Zum Nullwiderstand wird auch der parasitäre Widerstand gezählt, der von Oberflächenstörungen (z.B. Nieten, Stöße, Deckel), Anbauten (z.B. Antennen, Sonden) und Durchströmöffnungen (z.B. Ölkühler, Klimaanlage) verursacht wird. Die verwendete Aufteilung des Widerstands in seine Anteile ist in Bild 3.3 dargestellt.

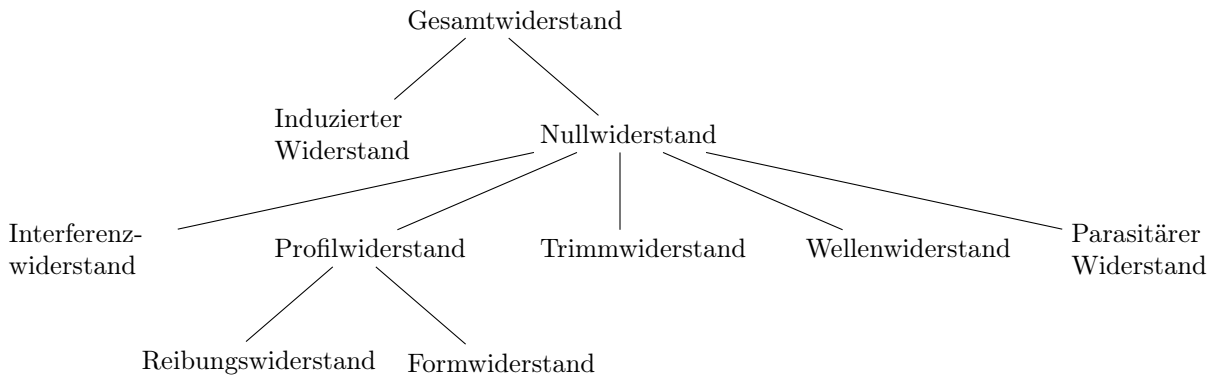


Bild 3.3: Aufteilung des Gesamtwiderstands eines Flugzeugs in seine Anteile.

In Gleichung 3.17 ist der Nullwiderstandsbeiwert im Reiseflug angegeben. Der Reibungswiderstandsbeiwert kann aus dem Reibungsbeiwert der ebenen Platte  $C_f$  und dem Verhältnis der benetzten Oberfläche  $S_w$  zur Flügelfläche  $S$  abgeschätzt werden. Eine Berücksichtigung des Formwiderstands kann mit dem Formfaktor  $FF$  erfolgen. Der Profilwiderstand kann somit für jede Komponente (Index  $i$ ) einzeln ermittelt und anschließend aufsummiert werden. Durch die gegenseitige Beeinflussung der einzelnen Komponenten wird der Interferenzwiderstand verursacht. Dieser soll in diesem Zusammenhang vernachlässigt werden.

$$C_{D0} = \sum_i \left( C_{fi} FF_i \frac{S_{wi}}{S} \right) + C_{Dt} + C_{Dw} + C_{Dpa} \quad (3.17)$$

Zur Vereinfachung der weiteren Betrachtungen sollen der Trimmwiderstandsbeiwert  $C_{Dt}$ , der

Wellenwiderstandsbeiwert  $C_{Dw}$  und der parasitäre Widerstandsbeiwert  $C_{Dpa}$  als konstant angenommen werden.

Aus dem Kräftegleichgewicht nach Gleichung 3.14, der Definition der Mach-Zahl  $Ma = V/a = V/\sqrt{\kappa R T}$  und der thermischen Zustandsgleichung des idealen Gases  $p = \rho R T$  folgt für die Flügelfläche:

$$S = \frac{2 m g}{\rho V^2 C_L} = \frac{2 m g}{\kappa p Ma^2 C_L} \quad (3.18)$$

Geht man bei einer Transportaufgabe von einer vorgegebenen Nutzlast und dem dazugehörigen Volumen aus, kann man die Komponenten eines Transportflugzeugs nach Torenbeek [4] aufteilen in:

- Feste Komponenten (Index *fix*), welche sich bei einer Veränderung der Flügelfläche in ihrer Größe nicht ändern. Dazu gehört z.B. der Flugzeugrumpf und bei vorgegebenem Triebwerkstyp die Triebwerksverkleidungen und -aufhängungen.
- Variable Komponenten (Index *var*), welche sich bei einer Veränderung der Flügelfläche in ihrer Größe ändern. Dazu gehören z.B. der Flügel und das Höhenleitwerk.

Eine Zusammenfassung der festen Komponenten kann mit einem mittleren Reibungsbeiwert  $\overline{C}_{f_{fix}}$  und einem mittleren Formfaktor  $\overline{FF}_{fix}$  erfolgen. Analog dazu können die variablen Komponenten mit einem mittleren Reibungsbeiwert  $\overline{C}_{f_{var}}$  und einem mittleren Formfaktor  $\overline{FF}_{var}$  zusammengefaßt werden. Dadurch kann die Summe von Gleichung 3.17 durch die zwei Summanden der zusammengefaßten festen und zusammengefaßten variablen Komponenten mit den entsprechenden mittleren Größen ersetzt werden. Mit diesem Vorgehen erhalten wir unter Berücksichtigung der Gleichungen 3.17 und 3.18 für die Gleitzahl folgenden Ausdruck:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{\underbrace{\overline{C}_{f_{fix}} \overline{FF}_{fix} S_{w_{fix}} \frac{\kappa p Ma^2}{2 m g} C_L}_{\text{feste Komponenten}} + \underbrace{\overline{C}_{f_{var}} \overline{FF}_{var} \frac{S_{w_{var}}}{S}}_{\text{variable Komponenten}} + C_{Dt} + C_{Dw} + C_{Dpa} + \frac{C_L^2}{\pi e A}} \quad (3.19)$$

Die Flügelfläche wird hierbei im ersten Term des Nullwiderstandsbeiwerts durch Gleichung 3.18 ersetzt. Im zweiten Term ist das Verhältnis  $S_{w_{var}}/S$  von einer Variation der Flügelfläche unabhängig, weil die benetzte Oberfläche der variablen Komponenten sich gleichfalls ändert.

Zur Bestimmung des Auftriebsbeiwerts bei maximaler Gleitzahl  $C_{L,max L/D}$  für konstante Flugbedingungen ( $p, Ma$ ) wird das Maximum von Gleichung 3.19 in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwerts bestimmt. Es ergibt sich ein Auftriebsbeiwert von:

$$C_{L,max L/D} = \sqrt{(\overline{C}_{f_{var}} \overline{FF}_{var} (S_{w_{var}}/S) + C_{Dt} + C_{Dw} + C_{Dpa}) \pi e A} \quad (3.20)$$

Setzt man den Auftriebsbeiwert bei maximaler Gleitzahl  $C_{L,max L/D}$  in Gleichung 3.19 ein, erhält man die maximale Gleitzahl im Reiseflug:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{1}{\overline{C}_{f_{fix}} \overline{FF}_{fix} S_{w_{fix}} \frac{\kappa p Ma^2}{2 m g} + 2 \sqrt{\overline{C}_{f_{var}} \overline{FF}_{var} (S_{w_{var}}/S) + C_{Dt} + C_{Dw} + C_{Dpa}} \pi e A} \quad (3.21)$$

Die maximale Gleitzahl  $(L/D)_{max}$  ist demnach bei gegebener Flugzeugmasse  $m$  und gegebenen Flugbedingungen ( $p, Ma$ ) von folgenden Größen abhängig:

- Mittlere Reibungsbeiwerte  $\overline{C}_{f_{fix}}$  und  $\overline{C}_{f_{var}}$  (sind von der Strömungsform der Grenzschicht, der Oberflächenrauigkeit und der Reynolds-Zahl abhängig),
- mittlere Formfaktoren  $\overline{FF}_{fix}$  und  $\overline{FF}_{var}$  als Einflußfaktoren des Druckwiderstands (sind vom Dickenverhältnis und dem Auftriebsbeiwert abhängig,  $\overline{FF} = 1.2, \dots, 1.6$ ),
- benetzte Oberfläche  $S_{w_{fix}}$  und Verhältnis  $S_{w_{var}}/S$ ,
- Trimm-, Wellen- und parasitärer Widerstandsbeiwert,
- Oswald-Faktor  $e$  als Maß für die aerodynamische Güte der Auftriebsverteilung (beinhaltet bei dem gemachten Ansatz zusätzlich den auftriebsabhängigen Druckwiderstand),
- Streckung  $A$ .

Es ergeben sich grundsätzlich folgende Maßnahmen, um die maximale Gleitzahl bei zukünftigen Verkehrsflugzeugen zu verbessern:

- Reduzierung der mittleren Reibungsbeiwerte  $\overline{C}_{f_{fix}}$  und  $\overline{C}_{f_{var}}$  durch möglichst laminare Grenzschichten (kleine Reynolds-Zahlen, geeignete Druckverteilungen und geringe Vorderkantenpfeilung) und hydraulisch glatte Oberflächen und große Reynolds-Zahlen bei unvermeidbaren turbulenten Grenzschichten,
- Reduzierung der mittleren Formfaktoren  $\overline{FF}_{fix}$  und  $\overline{FF}_{var}$  durch Verringerung der Dickenverhältnisse,
- Reduzierung der benetzten Oberfläche  $S_{w_{fix}}$  und des Verhältnisses  $S_{w_{var}}/S$  durch geeignete Konfigurationen (z.B. Blended Wing Body, Oblique Flying Wing),
- kleine Nickmomente des Flügels und große Leitwerkshebelarme zur Reduzierung des Trimmwiderstands,
- superkritische Flügelprofile zur Reduzierung des Wellenwiderstands,
- möglichst gute Oberflächengüte zur Reduzierung des parasitären Widerstands,
- aus aerodynamischer Sicht möglichst große Streckung  $A$  und eine elliptische Auftriebsverteilung in Spannweitenrichtung zur Reduzierung des induzierten Widerstands.

In dieser Arbeit wird eine konventionelle Verkehrsflugzeugkonfiguration mit einer Mach-Zahl im Reiseflug von  $Ma = 0.85$  und ohne Grenzschichtbeeinflussung betrachtet. Die Grenzschicht wird dabei als ausschließlich turbulent angenommen. Eine Reduzierung der mittleren Reibungsbeiwerte  $\overline{C}_{f_{fix}}$  und  $\overline{C}_{f_{var}}$  ist deshalb lediglich durch den geringen Einfluß der Reynolds-Zahl in Abhängigkeit der Tragflügelgröße und der Flughöhe zu erwarten. Die benetzte Oberfläche der festen Komponenten  $S_{w_{fix}}$  ist hier durch die benetzten Oberflächen des Rumpfes, Triebwerksverkleidungen und -aufhängungen vorgegeben. Bei einer vorgegebenen Flugzeugkonfiguration ist auch das Verhältnis  $S_{w_{var}}/S$  nur noch kleinen Änderungen unterworfen. Auf eine Betrachtung des Tragflügelnickmoments und den Einfluß auf den Trimmwiderstand wird hier verzichtet.

Die maximale Gleitzahl kann hier durch eine Erhöhung der Streckung  $A$ , eine elliptische Auftriebsverteilung mit  $e = 1$ , durch eine Verringerung der relativen Profildicken und eine geeignete Profilform vergrößert werden. Betrachtet man die Reichweite oder den Kraftstoffverbrauch als Zielfunktion der Optimierung, ist auch die Strukturmasse zu berücksichtigen. Es gilt dann einen Kompromiß zwischen aerodynamischer Leistung und Strukturmasse zu finden.

Für eine möglichst große Gleitzahl sollte der Auftriebsbeiwert dem Auftriebsbeiwert bei maximaler Gleitzahl  $C_{L,max} L/D$  nach Gleichung 3.20 entsprechen. Dieser ist neben der Flugzeuggeometrie über den Einfluß des Reibungsbeiwerts  $C_f$  und der darin enthaltenen Abhängigkeit von der kinematischen Viskosität  $\nu$  auch von der Flughöhe abhängig. Der Reibungsbeiwert der turbulenten Grenzschicht kann nach Raymer [3] mit Gleichung 3.22 bestimmt werden.

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58} (1 + 0.144 Ma^2)^{0.65}} \quad (3.22)$$

In den folgenden Ausführungen soll der Entwurfsauftriebsbeiwert  $C_L$  der Basiskonfiguration mit dem Ziel einer möglichst großen Gleitzahl bestimmt werden. Der Entwurfsauftriebsbeiwert  $C_L$  ist bei gegebener Mach-Zahl  $Ma$  und gegebenem Massenverhältnis  $m_{cr}/m_{MTO}$  entsprechend des in Gleichung 3.15 formulierten Zusammenhangs von der Flughöhe  $H$  und der Flächenbelastung  $m/S$  abhängig. Mit dem einfachen Modell zur Beschreibung der Aerodynamik im Reiseflug entsprechend Gleichung 3.19 und den in Tabelle 3.4 angegebenen Daten wird im Folgenden die Gleitzahl im Reiseflug  $L/D$  für die Basiskonfiguration bestimmt.

<b>Triebwerk</b>	
Anzahl der Triebwerke	$N = 2$
Nebenstromverhältnis	$\mu = 9.0$
<b>Flugzeug</b>	
Verhältnis aus Masse zu Beginn des Reiseflugs und maximaler Startmasse	$m_{cr}/m_{MTO} = 1.0$
Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse	$m_{ML}/m_{MTO} = 0.7$
Flügelstreckung	$A = 10$
Flügelzuspitzung	$\lambda = 0.2$
Maximaler Auftriebsbeiwert in Landekonfiguration	$C_{L,max,L} = 2.2$
Mittlere Bezugslänge der festen Komponenten	$\bar{l}_{fix} = 30 \text{ m}$
Mittlerer Formfaktor der festen Komponenten	$\bar{FF}_{fix} = 1.4$
Benetzte Oberfläche der festen Komponenten	$S_{wfix} = 1200 \text{ m}^2$
Mittlerer Formfaktor der variablen Komponenten	$\bar{FF}_{var} = 1.4$
Verhältnis der benetzte Oberfläche zur Flügelfläche der variablen Komponenten	$S_{wvar}/S = 2.1$
Zusätzlicher Widerstandsbeiwert bei ausgefahrenem Fahrwerk	$\Delta C_{D,G} = 0.015$
Wellenwiderstandsbeiwert	$C_{Dw} = 0.0005$
Trimmwiderstandsbeiwert	$C_{Dt} = 0.0004$
Parasitärer Widerstand	$C_{Dpa} = 0.0001$
Oswald-Faktor in Reiseflugkonfiguration	$e = 0.85$
Oswald-Faktor in Start- und Landekonfiguration	$e_{TO} = e_L = 0.70$

Tabelle 3.4: Verwendete Daten zur Dimensionierung der Basiskonfiguration.

In Bild 3.4 ist die Gleitzahl  $L/D$  in Abhängigkeit von der Flughöhe  $H$  und der Flächenbelastung  $m/S$  für die betrachtete Basiskonfiguration dargestellt. Zusätzlich sind die Auftriebsbeiwerte für den stationären Reiseflug angegeben. Die größten Gleitzahlen werden hier bei einer Flughöhe von  $H = 21000 \text{ m}$  und einer Flächenbelastung von  $m/S = 100 \text{ kg/m}^2$  erreicht. In dieser Flughöhe erreichen die Zweikreisturbinenluftstrahltriebwerke mit hohem Nebenstromverhältnis  $\mu$  nicht mehr ausreichend Schub. Dies liegt an dem mit der Flughöhe abnehmenden Schub entsprechend Bild 3.5. Auf ein Triebwerksmodell soll an dieser Stelle verzichtet werden.

Typische Reiseflughöhen von Langstreckenverkehrsflugzeugen liegen zwischen  $10000 \text{ m}$  und  $12000 \text{ m}$ . Der Auftriebsbeiwert im Reiseflug sollte bei der Basiskonfiguration aufgrund der größten Gleitzahlen in diesen erwarteten Flughöhen zwischen  $C_L = 0.4$  und  $C_L = 0.5$  liegen. Bei größeren Auftriebsbeiwerten sind bei dem betrachteten Verkehrsflugzeug in dieser Flughöhe keine Verbesserungen der Gleitzahl zu erreichen. Daraus ergibt sich eine Flächenbelastung zwischen

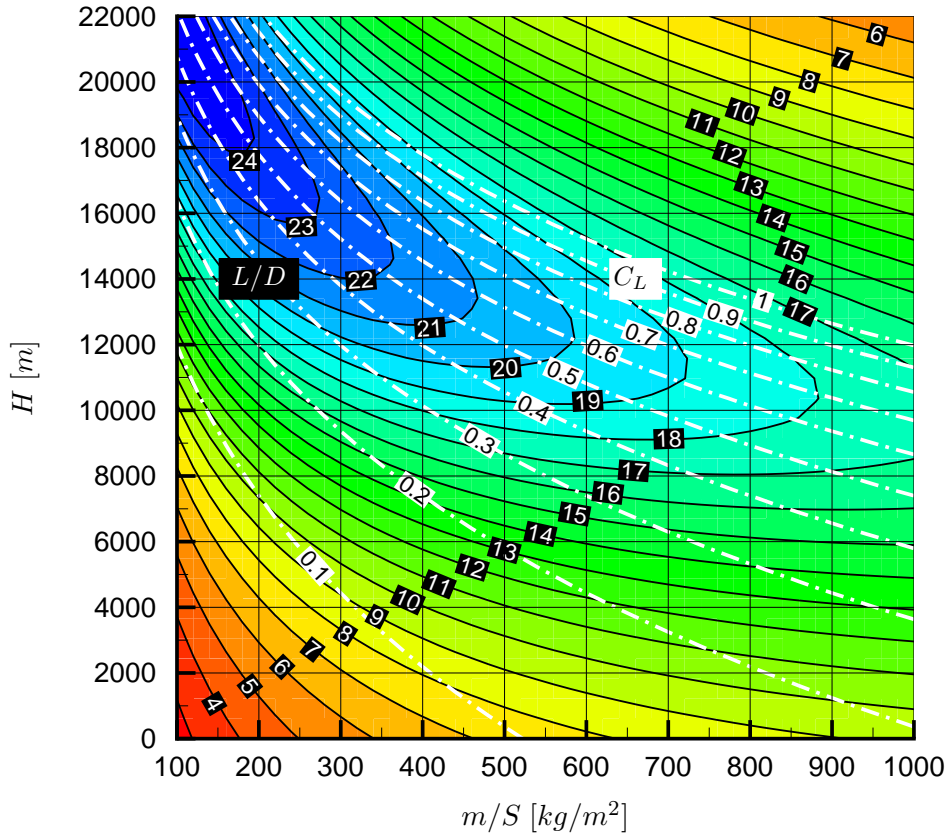


Bild 3.4: Darstellung der Gleitzahl und des Auftriebsbeiwerts in Abhängigkeit von Flächenbelastung und Flughöhe.

$m/S = 400 \text{ kg/m}^2$  und  $m/S = 700 \text{ kg/m}^2$  für den Reiseflug. Die Flächenbelastung verringert sich während des Fluges durch die Verbrennung von Kraftstoff in den Triebwerken. Um eine möglichst große Gleitzahl während des Reiseflugs aufrechtzuerhalten, steigen Verkehrsflugzeuge im Reiseflug stufenweise auf größere Flughöhen.

**Schub-Gewichtsverhältnis** Für das Schub-Gewichtsverhältnis  $T_{TO}/(m_{MTO} g)$  folgt aus dem Kräftegleichgewicht im Reiseflug:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} g} = \frac{m_{cr}/m_{MTO}}{(T_{cr}/T_{TO}) (L/D)} \quad (3.23)$$

Für das Verhältnis aus Masse zu Beginn des Reiseflugs und maximaler Startmasse  $m_{cr}/m_{MTO}$  wird hier analog zur Bestimmung der Flächenbelastung ein Wert von  $m_{cr}/m_{MTO} = 1.0$  für die Dimensionierung der Basiskonfiguration verwendet. Diese konservative Annahme entspricht einem geringen Schubüberschuß. Das Verhältnis des Schubs im Reiseflug zum Startschub  $T_{cr}/T_{TO}$  in Gleichung 3.23 kann nach Scholz [7] mit Gleichung 3.24 in Abhängigkeit der Reiseflughöhe  $H$  und des Nebenstromverhältnisses  $\mu$  abgeschätzt werden. Diese Gleichung gilt für typische Mach-Zahlen und Flughöhen von Verkehrsflugzeugen im Reiseflug.

$$\frac{T_{cr}}{T_{TO}} = (1.3 \cdot 10^{-06} \mu - 3.97 \cdot 10^{-05}) \frac{1}{m} H - 0.0248 \mu + 0.7125 \quad (3.24)$$

In Bild 3.5 ist das Schubverhältnis  $T_{cr}/T_{TO}$  nach Gleichung 3.24 in Abhängigkeit der Reiseflughöhe  $H$  für die Nebenstromverhältnisse  $\mu = 5, \dots, 9$  dargestellt.

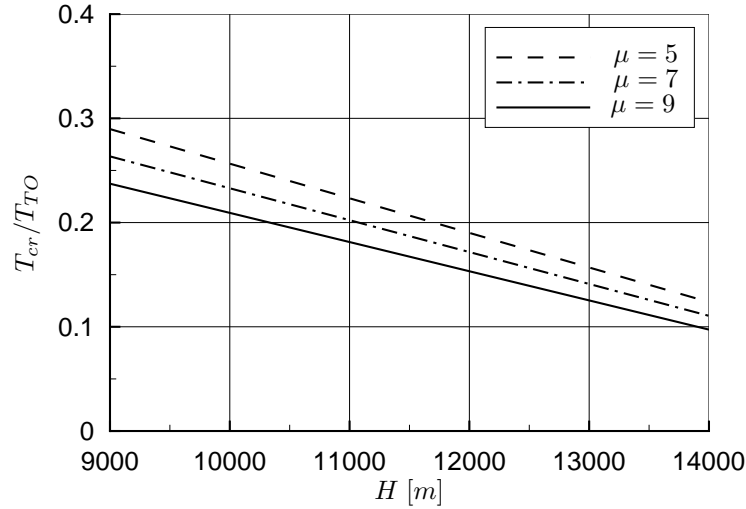


Bild 3.5: Darstellung des Verhältnisses von Reiseflugschub zu Startschub in Abhängigkeit der Flughöhe und des Nebenstromverhältnisses.

Der Schub im Reiseflug  $T_{cr}$  nimmt bei gegebenem Startschub  $T_{TO}$  mit steigender Flughöhe deutlich ab. Mit zunehmendem Nebenstromverhältnis ist diese Abnahme gegenüber dem Startschub noch etwas stärker ausgeprägt.

Der Zusammenhang des Schub-Gewichtsverhältnisses  $T_{TO}/(m_{MTO}g)$  und der Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$  ergibt sich für den Reiseflug über die Reiseflughöhe  $H$ . Dabei ist die Abhängigkeit von der Flughöhe für das benötigte Schub-Gewichtsverhältnis in Gleichung 3.23 mit Gleichung 3.24 und für die Flächenbelastung mit Gleichung 3.15 gegeben. Für den Auftriebsbeiwert im Reiseflug ist der Entwurfsauftriebsbeiwert in Gleichung 3.15 einzusetzen. Mit dem Ziel einer möglichst großen Gleitzahl unter Reiseflugbedingungen wird hier der Auftriebsbeiwert bei maximaler Gleitzahl entsprechend Gleichung 3.20 als Entwurfsauftriebsbeiwert verwendet. Eine Variation der Reiseflughöhe  $H$  liefert den funktionalen Zusammenhang des Schub-Gewichtsverhältnisses  $T_{TO}/(m_{MTO}g)$  und der Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$  für die Darstellung des Reiseflugs im Entwurfsdiagramm.

### 3.1.2 Entwurfsdiagramm

In dem sich für die Basiskonfiguration ergebenden Entwurfsdiagramm von Bild 3.6 werden die Zusammenhänge des minimalen Schub-Gewichtsverhältnisses  $T_{TO}/(m_{MTO}g)$  und der maximalen Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$  für die verschiedenen Flugphasen der vorhergehenden Abschnitte grafisch dargestellt. Dabei werden, wie vorher schon erwähnt, das Schub-Gewichtsverhältnis und die Flächenbelastung auf die Werte am Start mit der maximalen Abflugmasse des Flugzeugs bezogen. Wie ebenfalls schon angesprochen, wird hier bei der Bestimmung des Entwurfspunkts mit erster Priorität ein möglichst geringes Schub-Gewichtsverhältnis und mit zweiter Priorität eine möglichst hohe Flächenbelastung gewählt. Aus dem geringsten Schub-Gewichtsverhältnis folgen im allgemeinen Triebwerke mit den kleinsten Abmessungen und Massen. Eine hohe Flächenbelastung ist bei gegebener maximaler Startmasse mit einer geringen Flügelfläche verbunden, welche in der Regel zu leichten Tragflügeln führt.

In Bild 3.6 ist das Entwurfsdiagramm für die Basiskonfiguration mit den in Tabelle 3.4 angegebenden Daten dargestellt. Dieses Entwurfsdiagramm beinhaltet alle Bereiche des vorläufigen Entwurfsdiagramms von Bild 3.2 und zusätzlich den aus den Betrachtungen des Reiseflugs folgenden Bereich. Dabei ist auch hier der unzulässige Bereich des Schub-Gewichtsverhältnisses und der Flächenbelastung grau hinterlegt. Weiterhin ist der gewählte Entwurfspunkt in das Entwurfsdiagramm eingezeichnet.

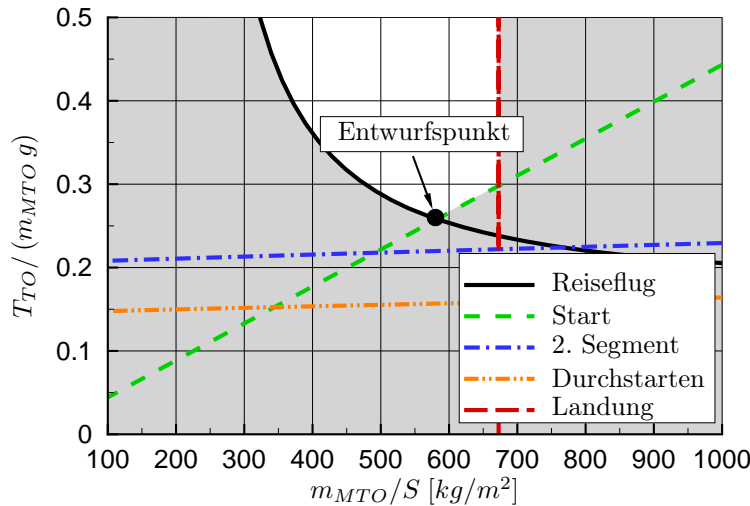


Bild 3.6: Entwurfsdiagramm der Basiskonfiguration zur Bestimmung des Schub-Gewichtsverhältnisses und der Flächenbelastung.

Für den gewählten Entwurfspunkt der Basiskonfiguration ergeben sich die in Tabelle 3.5 aufgeführten Werte. Diese sollen als Basis für die in Kapitel 6 beschriebenen Tragflügeloptimierungen dienen.

Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / (m_{MTO} g) = 0.26$
Flächenbelastung	$m_{MTO} / S = 580 \text{ kg/m}^2$
Startschub	$T_{TO} = 2 \cdot 268 \text{ kN}$
Flügelfläche	$S = 362 \text{ m}^2$
Flughöhe	$H = 10363 \text{ m } (FL = 340)$
Entwurfsauftriebsbeiwert	$C_L = 0.45$
Nullwiderstandsbeiwert der festen Komponenten	$C_{D0fix} = 0.0084$
Nullwiderstandsbeiwert der variablen Komponenten	$C_{D0var} = 0.0065$
Gleitzahl im Reiseflug	$L/D = 19.2$

Tabelle 3.5: Gewählter Entwurfspunkt der Basiskonfiguration.

Die Bestimmung des Entwurfsauftriebsbeiwerts basiert hier auf der schon im Zusammenhang mit den Betrachtungen des Reiseflugs verwendeten einfachen Annahme, daß die Masse zu Beginn des Reiseflugs  $m_{cr}$  der maximalen Startmasse  $m_{MTO}$  entspricht. Mit dieser Annahme wird der Entwurfsauftriebsbeiwert bezüglich der betrachteten Basiskonfiguration etwas zu groß gewählt. Der Entwurfsauftriebsbeiwert der Basiskonfiguration wird für den Tragflügel der in Kapitel 6 beschriebenen Tragflügeloptimierungen ohne eine Korrektur der Auftriebs um den Auf- bzw. Abtrieb des Höhenleitwerks übernommen. Diesem Vorgehen liegen die Annahmen zugrunde, daß die notwendigen Auf- bzw. Abtriebskräfte des Höhenleitwerks zur Trimmung des



Flugzeugs im Entwurfspunkt gering ausfallen und die im etwas zu groß gewählten Entwurfsauftriebsbeiwert enthaltenen Sicherheitsreserven nicht vollständig aufgebraucht werden.

### 3.1.3 Flügelauslegung

In der Dimensionierung von Abschnitt 3.1.1 werden lediglich die Flügelfläche  $S$ , die Flügelstreckung  $A$  und die Zuspitzung  $\lambda$  berücksichtigt. Die Flügelauslegung hat die Aufgabe den Flügelgrundriß und die Tragflügelprofile festzulegen.

Die Geometrie des hier betrachteten einfachen Trapezflügels ist in Bild 3.7 dargestellt. Der Verwindungswinkel  $\varepsilon$  wird hier als Differenz aus dem Einstellwinkel der betrachteten Profilsehne und dem Einstellwinkel an der Flügelwurzel definiert. Eine Zunahme des Verwindungswinkels infolge einer Änderung der angreifenden Lasten wird als Aufdrehen und eine Abnahme als Zudrehen des Tragflügels bezeichnet. Neben den die Tragflügelgeometrie beschreibenden Parametern sind auch der Vorder- und Hinterholm eingezeichnet.

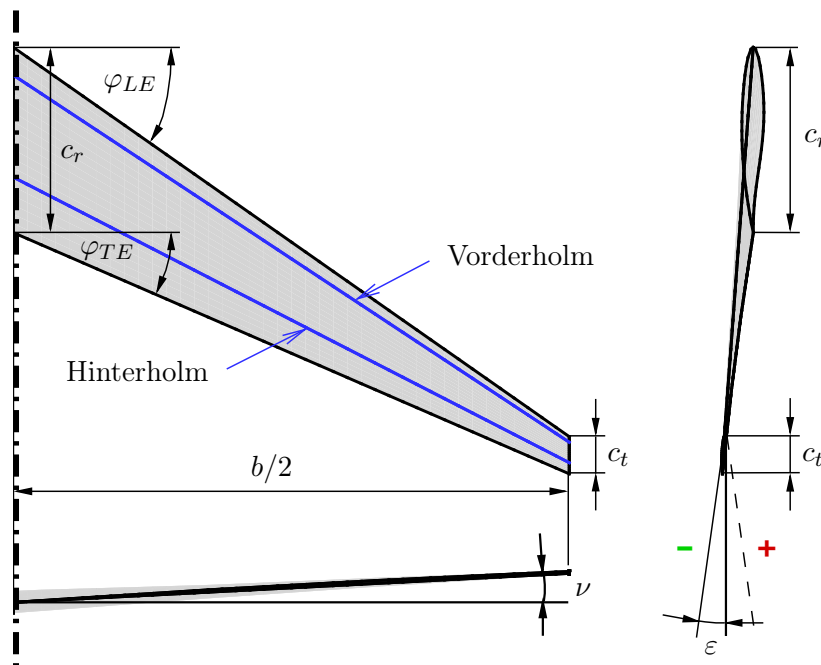


Bild 3.7: Darstellung der Flügelgeometrie des verwendeten einfachen Trapezflügels.

In Tabelle 3.6 sind die in dieser Arbeit verwendeten Größen zur Beschreibung der Tragflügelgeometrie mit ihrer Definition angegeben. Die Gleichungen zur Berechnung der geometrischen Größen für den einfachen Trapezflügel sind ebenfalls aufgeführt.

### Flügelfläche und Flächenbelastung

Die Flächenbelastung  $m/S$  wurde im Entwurfsdiagramm von Abschnitt 3.1.2 möglichst groß gewählt. Dadurch ergibt sich die kleinstmögliche Flügelfläche  $S$ , die alle betrachteten Anforderungen erfüllt. Dieser Wahl liegt die Annahme zugrunde, daß ein Flügel schwerer und teurer wird, je größer seine Fläche ist. Für die multidisziplinäre Optimierung mit Strömungs-Struktur-Kopplung im Reiseflug soll die Flügelfläche  $S$  nicht verändert werden. Weiterhin führt die Wahl

Bezeichnung	Formelzeichen	Definition	Berechnungsgleichung einfacher Trapezflügel	Anmerkung
Flügelfläche	$S$	$S = \int_{-b/2}^{b/2} c(y) dy$	$S = \frac{b}{2} c_r (1 + \lambda)$	Hersteller verwenden eigene Definition für Bezugsfläche
Streckung	$A$	$A = \frac{b^2}{S}$	$A = \frac{2b}{c_r(1+\lambda)}$	
Pfeilung	$\varphi$	$\varphi_m = \arctan \left( \tan \varphi_n + \frac{4(n-m)}{A} \frac{1-\lambda}{1+\lambda} \right)$		Umrechnung der Pfeilung von $\frac{x}{c} = n$ nach $\frac{x}{c} = m$
Zuspitzung	$\lambda$	$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$		
Verwindung	$\varepsilon$	$\varepsilon = \varepsilon(y)$		abhängig von $y$
Relative Profildicke	$t/c$	$\frac{t}{c}(y) = \frac{t(y)}{c(y)}$		abhängig von $y$
Flügeltiefe	$c$	$c = c(y)$	$c(y) = c_r \left( 1 - \frac{2(1-\lambda)}{b} y \right)$	abhängig von $y$

Tabelle 3.6: Definition der verwendeten Parameter zur Beschreibung der Flügelgeometrie.

der Flächenbelastung  $m/S$  aus dem Entwurfsdiagramm für die festgelegte maximale Startmasse und den gewählten Entwurfsunkt unter den gemachten Annahmen zur maximalen Gleitzahl  $(L/D)_{max}$  im Reiseflug.

## Streckung

Die Streckung des Flügels  $A$  ist ein Parameter des Flügelgrundrisses, welcher in der multidisziplinären Optimierung mit Strömungs-Struktur-Kopplung variiert werden soll. Aufgrund der festgehaltenen Flügelfläche  $S$  bei den Tragflügeloptimierungen führt eine Vergrößerung der Streckung zu einer größeren Spannweite  $b$  und bei gegebenen relativen Profildicken  $t/c$  zu kleineren Profildicken  $t$ .

Mit zunehmender Spannweite nimmt der induzierte Widerstand  $D_i$  entsprechend den Ergebnissen der z.B. von Schlichting und Truckenbrodt [75] beschriebenen einfachen Traglinientheorie ab. Kleinere Profiltiefen führen bei gleichen Flugbedingungen auch zu kleineren Reynolds-Zahlen. Die Reynolds-Zahl bestimmt als zentrale Ähnlichkeitszahl in der Aerodynamik den Reibungswiderstand, reibungsabhängigen Druckwiderstand und Widerstand aufgrund von Grenzschichtablösungen.

Weiterhin führt eine Vergrößerung der Spannweite aufgrund der größeren Hebelarme der Luftlasten und der kleineren Profildicken bei gegebenen relativen Profildicken zu einer größeren Strukturmasse des Flügels  $m_W$ .

Ziel ist es das Optimum zwischen aerodynamischer Leistung und Strukturgewicht entsprechend einer vorzugebenden Zielfunktion zu finden. Auch durch die Flügelendform z.B. in Form von Winglets kann die effektive Streckung vergrößert werden und ein positiver Einfluß auf den induzierten Widerstandsbeiwert erzielt werden. Dies ist ebenfalls eine multidisziplinäre Fragestellung, auf welche hier nicht weiter eingegangen werden soll.

Aus geometrischen Überlegungen z.B. von Torenbeek [4] folgt, daß das Volumen der Kraftstofftanks im Flügel proportional zu  $A^{-0.5}$  ist. Mit zunehmender Streckung sinkt somit das Tankvolumen des Tragflügels.

Der Auftriebsgradient  $dC_L/d\alpha$  nimmt mit steigender Streckung zu. Daraus ergibt sich ein

kleinerer Anstellwinkel bei Start und Landung und die Lasten infolge von Böen nehmen zu. Die Böenlasten und deren Abhängigkeit vom Auftriebsgradient werden im Rahmen dieser Arbeit nicht berücksichtigt.

## Pfeilung

Die Pfeilung  $\varphi$  des Tragflügels reduziert den aerodynamischen Widerstand bei transsonischen Fluggeschwindigkeiten. In Abschnitt 3.2.1 wird dieser Einfluß der Flügelpfeilung ausführlich behandelt. Durch die Flügelpfeilung wird der maximale Auftriebsbeiwert  $C_{L,max}$  nach Raymer [3] um den Faktor  $\cos \varphi_{0.25}$  reduziert.

Weiterhin führt die Pfeilung des Tragflügels bei gleichbleibender Spannweite  $b$  zu einer Vergrößerung der strukturellen Spannweite von  $b_{st} = b / \cos \varphi_{0.5}$ . Die Flügelpfeilung hat durch das in Abschnitt 3.2.3 näher beschriebene aerodynamische und statische aeroelastische Verhalten einen Einfluß auf die spannweite Lastverschiebung in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwerts und der aerodynamischen Lasten. Dabei sind rückwärts und vorwärts gepfeilte Tragflügel zu unterscheiden. Die Flügelpfeilung führt in der Regel zu einer Zunahme der Strukturmasse des Flügels.

Das Überziehverhalten ist beim rückwärts gepfeilten Tragflügel oft ungünstiger als beim vorwärts gepfeilten Tragflügel. Der Grund ist eine beim rückwärts gepfeilten Flügel begünstigte Ablösung der Strömung im Außenflügelbereich, welche einen Steuerbarkeitsverlust aufgrund der im Außenflügelbereich angeordneten Steuerflächen zur Folge hat. Beim vorwärts gepfeilten Tragflügel ist der Auftrieb meist zum Innenflügel hin verschoben, wodurch ein Beginn der Strömungsablösung im Außenflügelbereich (tip stall) verhindert wird.

Der Auftriebsgradient  $dC_L/d\alpha$  nimmt mit steigender Flügelpfeilung ab. Daraus folgen ein größerer Anstellwinkel bei Start und Landung und kleinere Lasten infolge von Böen. Rückwärts gepfeilte Flügel erhöhen die Stabilität um die Längsachse und vorwärts gepfeilte Tragflügel verringern diese im Gegensatz dazu. Dieser Effekt ist z.B. durch eine entsprechende Wahl der V-Stellung des Tragflügels auszugleichen.

## Zuspitzung

Die Zuspitzung  $\lambda$  hat bei gegebener Auftriebsverteilung eine Auswirkung auf die Verteilung des Auftriebsbeiwerts in Spannweitenrichtung. Damit bestimmt die Zuspitzung das Überziehverhalten des Tragflügels.

Eine stärkere Zuspitzung entsprechend einem kleinerem Wert von  $\lambda = c_t/c_r$  hat bei Vorgabe der relativen Profildicken  $t/c$  eine Zunahme der Profildicken  $t$  im Innenflügelbereich zur Folge. Daraus ergeben sich größeren Flächenträgheitsmomente der Struktur im Innenflügelbereich und dies führt zu einer Reduzierung der Strukturmasse des Flügels  $m_W$ . Mit der Änderung der Zuspitzung ändern sich auch die Profiltiefen  $c$  in Spannweitenrichtung und Einflüsse der Reynolds-Zahl auf die Aerodynamik sind zu beobachten. Hier gilt es ebenfalls einen geeigneten Kompromiß zwischen aerodynamischer Leistung und Strukturmasse zu finden.

Im Außenflügelbereich muß durch die Wahl der Zuspitzung genügend Einbauraum für die Querruder und die zugehörigen Mechanismen vorgesehen werden. Weiterhin führt eine stärkere Zuspitzung bei gegebener Flügelfläche zu einem größeren Volumen der Kraftstofftanks.

## Verwindung

Mit der Verwindung  $\varepsilon$  wird die Auftriebsverteilung in Spannweitenrichtung für den Entwurfs- punkt in Abhängigkeit des Tragflügelgrundrisses vorgegeben. Im Reiseflug ist im Hinblick auf

einen möglichst geringen induzierten Widerstand eine elliptische Auftriebsverteilung anzustreben. Der induzierte Widerstand bei planaren Flügelgeometrien ist in diesem Fall minimal. Eine Reduzierung des Verwindungswinkels führt zu einer Verlagerung des Auftriebs zum Innenflügel hin. Daraus folgt eine Reduzierung der Strukturmasse des Flügels  $m_W$  aufgrund des kleineren Wurzelbiegemoments. Weiterhin hat die Verwindung über die Auftriebsverteilung und der damit verbundenen Verteilung des Auftriebsbeiwerts in Spannweitenrichtung einen Einfluß auf das Überziehverhalten des Tragflügels. Auch hier muß ein Kompromiß zwischen aerodynamischer Leistung und Strukturmasse des Flügels für eine gegebene Flugmission gefunden werden.

## Relative Profildicke

Die relative Profildicke  $t/c$  ist ein wichtiger geometrischer Parameter des Flügelprofils und ist im allgemeinen in Spannweitenrichtung veränderlich. Unter dem Flügelprofil wird dabei nach Schlichting und Truckenbrodt [76] ein Schnitt senkrecht zur y-Achse verstanden. Aus aerodynamischer Sicht verursacht eine große relative Profildicke  $t/c$  einen hohen Profilwiderstand im Unterschallbereich und einen hohen Wellenwiderstand bei transsonischen Geschwindigkeiten. Die relative Profildicke beeinflusst zusätzlich den maximalen Auftriebsbeiwert  $C_{L,max}$  und das Überziehverhalten des Tragflügels in Reiseflugkonfiguration. Eine Vergrößerung der relativen Profildicke erhöht die Biege- und Torsionssteifigkeit des Tragflügels aufgrund der Zunahme der Flächenträgheitsmomente der Flügelstruktur. Dies führt zu einer Reduzierung der Strukturmasse des Flügels  $m_W$ . Weiterhin steigt das Volumen der Kraftstofftanks im Flügels proportional zur relativen Profildicke. Die Wahl der relativen Profildicke stellt somit ebenfalls einen Kompromiß zwischen aerodynamischer Leistung und Strukturmasse des Tragflügels dar.

## 3.2 Physikalische Aspekte des Tragflügelentwurfs

### 3.2.1 Transsonische Aerodynamik

Allgemein kann man Strömungen durch die Mach-Zahl  $Ma$  als Verhältnis der Strömungsgeschwindigkeit zur Schallgeschwindigkeit nach Tabelle 3.7 einteilen. Die transsonische Aerodynamik beschreibt Strömungen, bei denen die Anströmung mit Unterschallgeschwindigkeit erfolgt und gleichzeitig Überschallgebiete im Strömungsfeld auftreten. Eine Berechnung dieser transsonischen Strömungen erfordert aufgrund des nichtlinearen Verhaltens der Strömung hochgenaue Simulationsmethoden.

Bezeichnung	Anströmungsgeschwindigkeit			Umströmungsgeschwindigkeiten
Subsonische Strömung		$Ma$	$< 0.8$	$Ma < 1$ im gesamten Bereich
Transsonische Strömung	0.6	$< Ma$	$< 1.2$	Bereiche mit $Ma < 1$ und mit $Ma > 1$
Supersonische Strömung		$Ma$	$> 1.2$	$Ma > 1$ im gesamten Bereich

Tabelle 3.7: Einteilung der Strömung nach der Mach-Zahl.

Strahlgetriebene Verkehrsflugzeuge erreichen im Reiseflug Fluggeschwindigkeiten im transsonischen Bereich von  $Ma = 0.7$  bis  $Ma = 0.9$ . Der Übergang von Überschallgeschwindigkeit auf Unterschallgeschwindigkeit bei transsonischen Geschwindigkeiten geschieht im allgemeinen durch einen Verdichtungsstoß. Als Verdichtungsstoß bezeichnet man die verlustbehaftete Re-kompression der Strömung beim Übergang von Überschall- auf Unterschallgeschwindigkeit.

### Kritische Mach-Zahl

Die Mach-Zahl der Anströmung, bei der erstmals Schallgeschwindigkeit im Strömungsfeld auftritt, wird als kritische Mach-Zahl  $Ma_{crit}$  bezeichnet. In Bild 3.8 ist die Umströmung eines Profils mit zunehmender Mach-Zahl dargestellt. Einige Zahlenwerte wurden hierfür aus Anderson [77] entnommen.

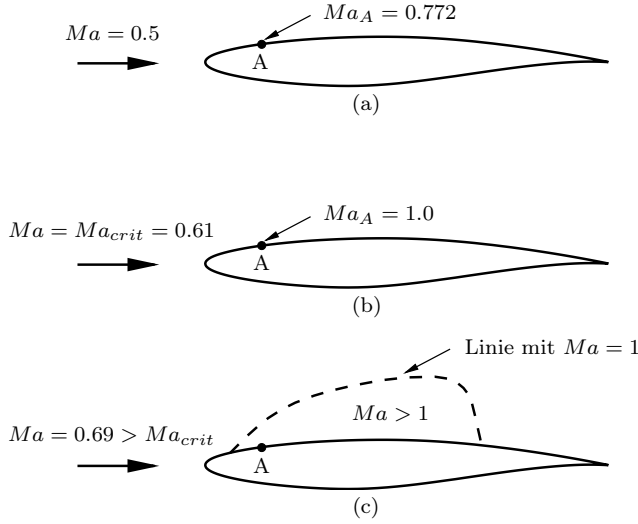


Bild 3.8: Darstellung des Übergangs von subsonischer zu transsonischer Strömung am Beispiel einer Profilmströmung.

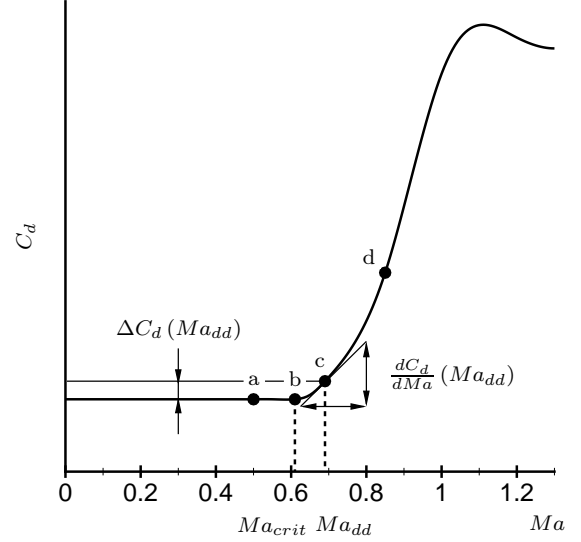


Bild 3.9: Darstellung des transsonischen Widerstandsanstiegs am Beispiel einer Profilmströmung.

Das Profil wird in Bild 3.8 (a) mit einer Mach-Zahl von  $Ma = 0.5$  angeströmt. Im Punkt A ist das Druckminimum des Profils und die lokale Mach-Zahl erreicht dort ihren maximalen Wert. Wird die Mach-Zahl der Anströmung auf einen Wert von  $Ma = 0.61$  erhöht, entspricht die Strömungsgeschwindigkeit im Punkt A genau der Schallgeschwindigkeit. Die Mach-Zahl der Anströmung in Bild 3.8 (b) ist somit die kritische Mach-Zahl  $Ma_{crit}$ . Der Druckbeiwert bei dem für die lokale Mach-Zahl  $Ma_A = 1$  gilt, wird als kritischer Druckbeiwert  $c_{p_{crit}}$  bezeichnet. Unter der Annahme isentroper Strömung und gegebener Mach-Zahl der Anströmung kann der kritische Druckbeiwert mit folgender Gleichung bestimmt werden:

$$c_{p_{crit}} = \frac{2}{\kappa Ma^2} \left( \left( \frac{2 + (\kappa - 1) Ma^2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} - 1 \right) \quad (3.25)$$

Eine weitere Zunahme der Anströmungs-Machzahl auf  $Ma = 0.69$  führt zu einem Überschallgebiet auf der Oberseite des Profils. Das Profil in Bild 3.8 (c) wird mit einer Mach-Zahl von  $Ma > Ma_{crit}$  transsonisch angeströmt. Wird die kritische Mach-Zahl  $Ma_{crit}$  überschritten, treten in der Regel Verdichtungsstöße beim Übergang der Strömung von Überschall- auf Unterschallgeschwindigkeit auf. Das Auftreten von Verdichtungsstößen ist dabei mit zusätzlichem Widerstand verbunden. Dieser von Verdichtungsstößen verursachte Widerstand wird als Wellenwiderstand bezeichnet.

## Mach-Zahl des Widerstandsanstiegs

Der Widerstand steigt mit zunehmender Mach-Zahl im transsonischen Geschwindigkeitsbereich nichtlinear an. Dieser Widerstandsanstieg ist auf die Zunahme der Stoßstärke der Verdichtungsstöße mit steigender Mach-Zahl zurückzuführen, welche beim Verzögern der Strömung von Überschall- auf Unterschallgeschwindigkeit auftreten. Mit weiter zunehmender Mach-Zahl steigt die Stärke der Verdichtungsstöße weiter an und es kommt zunehmend zu stoßinduzierten Ablösungen der Grenzschicht. Diese Grenzschichtablösungen tragen zusätzlich zum stark nichtlinearen Widerstandsanstieg mit zunehmender Mach-Zahl bei. Neben der Mach-Zahl wird der transsonische Widerstandsanstieg maßgebend vom Auftriebsbeiwert  $C_L$  bestimmt. Eine Zunahme des Auftriebsbeiwerts ist in der Regel mit größeren Übergeschwindigkeiten auf der Oberseite des umströmten Körpers verbunden und führt somit zu einer Verschiebung des nichtlinearen Widerstandsanstiegs zu kleineren Mach-Zahlen hin. Die Mach-Zahl des Widerstandsanstiegs  $Ma_{dd}$  wird unterschiedlich definiert. In Tabelle 3.8 sind die in Raymer [3] angegebenen Definitionen gegenübergestellt.

Verwendung	Boeing	Douglas
Definition	$\Delta C_{D0}(Ma_{dd}) = 0.002$	$\frac{dC_{D0}}{dMa}(Ma_{dd}) = 0.1$
Mach-Zahl	$Ma_{dd} \approx Ma_{crit} + 0.08$	$Ma_{dd} \approx Ma_{crit} + 0.14$

Tabelle 3.8: Verschiedene Definitionen der Mach-Zahl des Widerstandsanstiegs.

In Bild 3.9 ist der Widerstandsbeiwert des Profils  $C_d$  aus Bild 3.8 bei konstantem Anstellwinkel  $\alpha$  schematisch über der Mach-Zahl  $Ma$  dargestellt. Der Widerstandsbeiwert bleibt bei Zunahme der Mach-Zahl bis zur kritischen Mach-Zahl  $Ma_{crit}$  nahezu konstant. Die Umströmung des Profils in den Punkten  $a$ ,  $b$  und  $c$  aus Bild 3.9 entspricht jeweils den Punkten  $a$ ,  $b$  und  $c$  in Bild 3.8. Nimmt die Mach-Zahl weiter zu, beginnt auch der Widerstand leicht anzusteigen. Nach Erreichen der Mach-Zahl des Widerstandsanstiegs  $Ma_{dd}$  steigt der Widerstand sehr stark an. Im Punkt  $d$  von Bild 3.9 wird der Widerstand von starken Verdichtungsstößen auf der Profilober- und Unterseite bestimmt. Eine weitere Steigerung der Mach-Zahl führt zu stoßinduzierten Ablösungen, welche den Widerstand noch weiter ansteigen lassen. Wirtschaftliches Fliegen ist in der Regel nur bis zur Mach-Zahl des Widerstandsanstiegs  $Ma_{dd}$  möglich. Die Reiseflug- bzw. Entwurfs-Machzahl  $Ma_{cr}$  wird in Abhängigkeit von der Mach-Zahl des Widerstandsanstiegs  $Ma_{dd}$  mit folgender Gleichung festgelegt:

$$Ma_{dd} - 0.1 \leq Ma_{cr} \leq Ma_{dd} \quad (3.26)$$

Ziel des Entwurfs von Verkehrsflugzeugen mit transsonischen Reisefluggeschwindigkeiten ist es den Anstieg des Widerstands zu höheren Mach-Zahlen zu verschieben, um höhere Reisefluggeschwindigkeiten zu erreichen. Neben der Geometrie des Flügelgrundrisses hat die Profilform einen großen Einfluß auf die Mach-Zahl des Widerstandsanstiegs  $Ma_{dd}$ .

## Transsonische Profile

Die transsonischen Profile wurden durch die Anforderung nach möglichst hohen Mach-Zahlen für den Widerstandsanstieg  $Ma_{dd}$  entwickelt. Neben anderen Profilparametern nimmt die kritische Mach-Zahl  $Ma_{crit}$  und damit auch die Mach-Zahl des Widerstandsanstiegs  $Ma_{dd}$  vor allem mit abnehmender relativer Profildicke  $t/c$  nach Anderson [77], Schlichting und Truckenbrodt [75] und Abbott und Von Doenhoff [78] zu. Dies ist auf die geringere Verdrängungswirkung und die

damit verbundenen kleineren Übergeschwindigkeiten zurückzuführen. Eine Verringerung der relativen Profildicke  $t/c$  ist mit einer Zunahme der Strukturmasse des Flügels und einer Abnahme des zur Verfügung stehenden Tankvolumens verbunden. Somit sind der Reduzierung der relativen Profildicke  $t/c$  Grenzen gesetzt. Eine andere Möglichkeit die Mach-Zahl des Widerstandsanstiegs  $Ma_{dd}$  zu erhöhen besteht darin, den Abstand zwischen  $Ma_{crit}$  und  $Ma_{dd}$  zu vergrößern. Dies kann durch eine geeignete Profilform bzw. Druckverteilung erreicht werden. Transsonische Tragflügelprofile mit einer hohen Mach-Zahl des Widerstandsanstiegs  $Ma_{dd}$  werden als „superkritische Profile“ bezeichnet.

In den folgenden Ausführungen werden ein konventionelles und ein superkritisches Profil am Beispiel der Tragflügelumströmung im Reiseflug miteinander verglichen. Beide Tragflügel haben dabei gleichen Grundriß und gleiche Profildickenverteilungen in Spannweitenrichtung. Sie unterscheiden sich voneinander durch die konventionellen und die superkritischen Profilformen. Als konventionelle Profilformen werden symmetrische Profile der vierstelligen NACA-Serie verwendet. Der Tragflügel mit den superkritischen Profilformen entspricht dem in Abschnitt 6.3.2 optimierten rückwärts gepfeilten Flügel mit F12-Profilen. Die superkritischen F12-Profile stammen dabei vom DLR-F12 Modell, welches eine im Maßstab verkleinerte Geometrie des im DLR-Projekt „Dreiflächen-Flugzeug (3FF)“ von Wichmann, Strohmeyer und Streit [79] untersuchten DLR F11-Modells darstellt.

In Bild 3.10 sind die Druckverteilungen und Geometrien des Flügelschnitts mit konventionellem NACA-Profil 0009 und des Flügelschnitts mit superkritischem F12-Profil bei einer Spannweitenkoordinate von jeweils  $\eta = 0.3$  abgebildet.

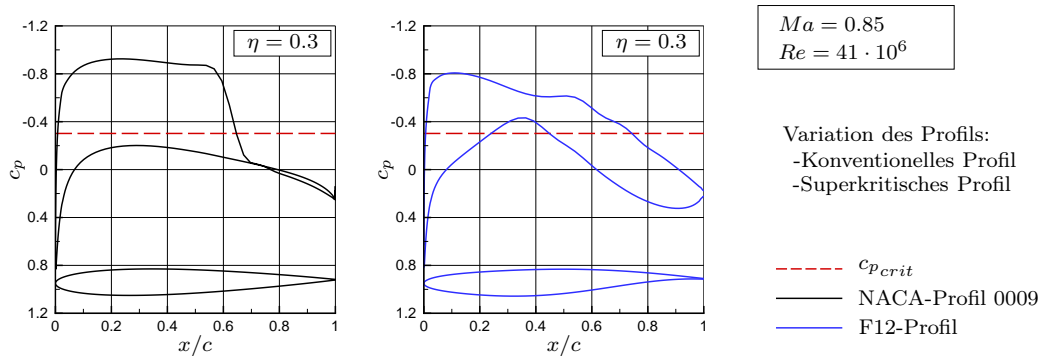


Bild 3.10: Vergleich der Druckverteilungen eines Flügelschnitts mit konventionellem NACA-Profil 0009 und eines Flügelschnitts mit superkritischem F12-Profil.

Das konventionelle Profil zeigt auf der Profiloberseite nach dem Überschreiten des kritischen Druckbeiwerts  $c_{p,crit}$  eine längere Beschleunigung der Strömung als das superkritische Profil. Der minimale Druckbeiwert  $c_{p,min}$  fällt beim konventionellen Profil dementsprechend geringer aus. Es bildet sich beim konventionellen Profil ein starker Verdichtungsstoß bei etwa  $x/c = 0.6$ , welcher einen großen transsonischen Wellenwiderstand verursacht. Auf der Profilunterseite bleibt die Geschwindigkeit der Umströmung beim konventionellen Profil unterhalb der Schallgeschwindigkeit. Beim superkritischen Profil bildet sich auf der Profiloberseite eine überkritische Druckverteilung mit höheren Druckbeiwerten als beim konventionellen Profil aus. Die Strömung auf der Profilunterseite überschreitet beim superkritischen Profil die Schallgeschwindigkeit nur sehr geringfügig. Weder auf der Profiloberseite noch auf der Profilunterseite bilden sich beim hier betrachteten superkritischen Profil Verdichtungsstöße aus. Die Mach-Zahl des Widerstandsanstiegs  $Ma_{dd}$  wird deshalb durch den Einsatz der superkritischen Profile zu

größeren Mach-Zahlen verschoben.

Beim superkritischen Profil wird im Gegensatz zum konventionellen Profil ein großer Teil des Auftriebs im hinteren Bereich des Profils erzeugt (rear loading). Dies wird an der Differenz der Druckbeiwerte von ProfiOber- und ProfiUnterseite als Maß für den lokalen Auftriebsbeiwert in Bild 3.10 sichtbar. Die ProfiOberseite wird somit bei gegebenem Auftrieb entlastet. Aus dieser größeren Auftriebserzeugung im hinteren Bereich des Profils folgt ein nicht unerhebliches Nickmoment, welches unter Umständen durch einen größeren Ausschlag des Höhenleitwerks ausgeglichen werden muß. Ein größerer Ausschlag des Höhenleitwerks ist in der Regel mit einer Zunahme des Trimmwiderstands verbunden.

Die Profilform der superkritischen Profile richtet sich im wesentlichen nach der Mach-Zahl, der Reynolds-Zahl, dem Entwurfs-Auftriebsbeiwert und der Profildicke. Zusätzlich sind auch Anforderungen an das Profinickmoment, den maximalen Auftriebsbeiwert und an die Bauweise zu erfüllen. Superkritische Profilgeometrien sind z.B. in dem NASA-Bericht von Harris [80] zu finden.

### Tragflügelpfeilung

Mit der Tragflügelpfeilung sind einige aerodynamische Besonderheiten verbunden, welche den effizienten Reiseflug bei transsonischen Geschwindigkeiten erst ermöglichen. Deshalb hat die Tragflügelpfeilung im Entwurf und bei der Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge eine große Bedeutung.

In Bild 3.11 ist der qualitative Verlauf der Stromlinien auf der Oberseite eines rückwärts gepfeilten Tragflügels basierend auf den in dieser Arbeit untersuchten Tragflügeln dargestellt.

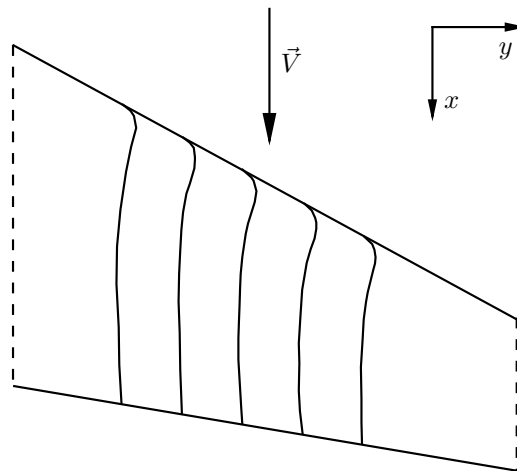


Bild 3.11: Qualitativer Verlauf der Stromlinien auf der Oberseite eines rückwärts gepfeilten Tragflügels bei  $Ma < 1$ .

Diese weisen nach Küchemann [81] eine gekrümmte Form auf und besitzen an der Flügelvorderkante eine von Null verschiedene Geschwindigkeit. Somit weist der gepfeilte Tragflügel an der Vorderkante keinen von der Profilmströmung bekannten Staupunkt, sondern eine sogenannte Anlegelinie mit einer Geschwindigkeit entlang der Vorderkante auf. Eine nähere Betrachtung des Stromlinienverlaufs von Bild 3.11 zeigt eine Ablenkung der Strömung tangential zur Vorderkante im Nasenbereich des Tragflügels dem eine Ausrichtung in Richtung der Anströmung folgt. Im



Bereich der größten Übergeschwindigkeiten des Tragflügels werden die Stromlinien dann nach innen abgelenkt. Dabei nähern sich die Stromlinien einer zur entsprechenden Tragflügelpfeilung senkrechten Ausrichtung an, ohne diese Ausrichtung zu erreichen. Anschließend nimmt die Ablenkung der Stromlinien zum Innenflügel hin aufgrund der sich verzögernden Strömung wieder ab. Im Bereich der Tragflügelhinterkante Verlaufen die Stromlinien näherungsweise in Richtung der ungestörten Anströmung mit einer leichten Orientierung nach außen. Diese Orientierung der Stromlinien zum Außenflügel hin ist von der Hinterkantenpfeilung abhängig und nimmt bei größeren Pfeilwinkeln der Hinterkante zu. Beim vorwärts gepfeilten Tragflügel erfolgt die Ablenkung der Stromlinien in entsprechend umgekehrter Richtung. Diese dreidimensionalen Effekte der Umströmung des gepfeilten Tragflügels haben bedeutende Auswirkungen auf die aerodynamischen Eigenschaften.

Zur Beschreibung der aerodynamischen Eigenschaften des Pfeilflügels hat sich eine Aufteilung des Geschwindigkeitsvektors  $\vec{V}$  in eine Normalkomponente  $V_n = V \cos \varphi$  und eine Tangentialkomponente  $V_t = V \sin \varphi$  in Bezug auf die Linie bewährt, welche die Pfeilung des Tragflügels beschreibt und hier als Pfeilwinkel  $\varphi$  bezeichnet wird. Beim Tragflügel mit in Spannweitenrichtung gleicher Profiltiefe entspricht dies der Pfeilung der Vorderkante.

Nach Busemann [82] ist nur die Normalkomponente des Geschwindigkeitsvektors  $V_n$  für die sich einstellende Druckverteilung auf der Flügelober- und Unterseite relevant. Diese wichtige Beobachtung führt nach Küchemann [81] bei der Betrachtung der reibungsfreien Umströmung eines unendlich schiebenden Flügels zu einer Reduktion der für den Auftrieb verantwortlichen Übergeschwindigkeiten. Zur näheren Beschreibung soll an dieser Stelle ein unendlich gestreckter Pfeilflügel entsprechend Bild 3.12 betrachtet werden.

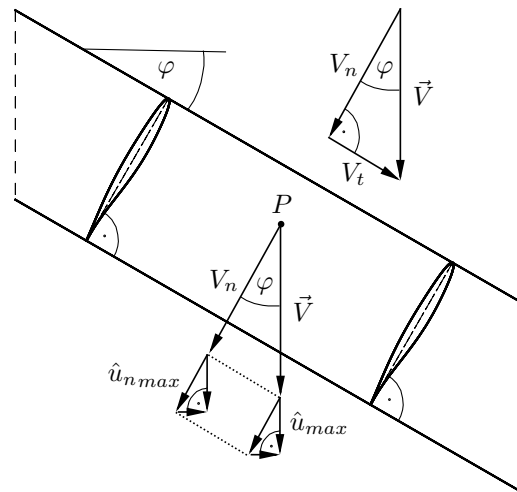


Bild 3.12: Darstellung des unendlich gestreckten Pfeilflügels mit Aufteilung der Geschwindigkeits- und Störgeschwindigkeitsvektoren in ihre Komponenten.

Dieser Flügel besitzt eine unendliche Spannweite und eine in Spannweitenrichtung konstante Flügeltiefe und Proflierung. Er soll aufgrund der daraus folgenden unendlichen Streckung als unendlich gestreckter Pfeilflügel bezeichnet werden. Weiterhin weist dieser Flügel einen in Spannweitenrichtung konstanten Pfeilwinkel  $\varphi$  auf und besitzt keine Verwindung.

Bei der Betrachtung der reibungsfreien Umströmung des unendlich gestreckten Pfeilflügels im Rahmen der z.B. von Anderson [77] beschriebenen linearisierten Theorie, können die von den

Geschwindigkeitskomponenten  $V_n$  und  $V_t$  hervorgerufenen Strömungsfelder separat berechnet und anschließend überlagern werden. Aus diesem Prinzip der Unabhängigkeit ergeben sich nach Lutz [83] folgende Schlußfolgerungen:

Die Umströmung des Normalschnitts eines unendlich gestreckten Pfeilflügels mit  $Ma_n$ ,  $\alpha_n$  ist relevant für:

- den Charakter der Umströmung (subsonisch, supersonisch),
- damit auch für die Auswahl des Berechnungsverfahrens,
- die vom Flügel hervorgerufenen Störgeschwindigkeiten  $\hat{u}$ ,
- den Druckbeiwert in linearisierter Näherung,
- das Auftreten von Verdichtungsstößen im Rahmen der linearisierten Betrachtung.

Die Tangentialgeschwindigkeit  $V_t$  muß berücksichtigt werden bei:

- der Ermittlung der Stromlinien,
- der Bestimmung der kritischen Mach-Zahl,
- der Berechnung von Reibungseffekten (z.B. Grenzschicht, laminar-turbulenter Übergang),
- der genaueren Berechnung von transsonischen Effekten.

Unter den vereinfachten Annahmen des unendlich gestreckten Pfeilflügels können die aerodynamischen Beiwerte des gepfeilten Flügels aus den Beiwerten im Normalschnitt berechnet werden. Für einen unendlich gestreckten Tragflügel mit der V-Stellung  $\nu$  und einem Anstellwinkel  $\alpha$  sind die Zusammenhänge der dreidimensionalen Flügelumströmung mit einer äquivalenten zweidimensionalen Strömung nach Büscher [84] in Tabelle 3.9 zusammengefaßt. Eine Herleitung dieser geometrischen Zusammenhänge und aerodynamischen Beiwerte wird von Wunderlich [85] angegeben.

Verfügt der Tragflügel über keine V-Stellung, so entspricht der effektive Anstellwinkel  $\tilde{\alpha}$  dem Anstellwinkel  $\alpha$  und der effektive geometrische Pfeilwinkel  $\tilde{\varphi}$  dem Pfeilwinkel  $\varphi$ . Die Mach-Zahl im Normalschnitt  $Ma_n$ , welche den Charakter der Umströmung und die Druckverteilung bestimmt, ist nach Tabelle 3.9 durch die Pfeilung des Tragflügels bei kleinen Anstellwinkeln  $\alpha$  um einen Faktor von näherungsweise  $\cos \varphi$  kleiner als die Mach-Zahl der ungestörten Anströmung  $Ma$ . Dem steht eine Vergrößerung der relativen Profildicke im Normalschnitt von  $(t/c)_n = (t/c) / \cos \varphi$  gegenüber. Unter der relativen Profildicke  $t/c$  wird dabei entsprechend Abschnitt 3.1.3 die relative Profildicke im Profilschnitt senkrecht zur y-Achse verstanden.

Bei der Herleitung der in Tabelle 3.9 angegebenen Transformationsregeln werden keine Reibungseinflüsse berücksichtigt. Die in Tabelle 3.9 angegebenen Beziehungen für die Umrechnung des Druckbeiwerts  $c_p$ , des Auftriebsbeiwert  $C_l$  und des Wellenwiderstandsbeiwert  $C_{dw}$  sind deshalb nur bei einer reibungsfreien Betrachtung des Strömungsfeldes exakt. Für reibungsbehaftete und anliegende Strömungen stellen diese drei Beziehungen eine gute Näherung dar. Die Beziehung für die Umrechnung des viskosen Widerstandsbeiwerts  $C_{dv}$  stellt bei einer reibungsbehafteten Tragflügelumströmung mit anliegender Strömung eine brauchbare Näherung dar. Für eine Vorhersage des maximalen Auftriebsbeiwerts des gepfeilten Tragflügels  $C_{L,max}$  sind die Transformationsregeln von Tabelle 3.9 dagegen nicht geeignet. Der Grund dafür ist, daß der maximale Auftriebsbeiwert  $C_{L,max}$  maßgebend von dreidimensionalen Reibungseinflüssen bestimmt wird und diese in den angegebenen Transformationsregeln nicht berücksichtigt werden.

Geometrische Zusammenhänge	Allgemeine Formel	Näherungsformel für $\nu = 0$ und $\alpha \ll 1$
Effektiver Anstellwinkel	$\tilde{\alpha} = \arcsin(\sin \alpha \cos \nu)$	$\tilde{\alpha} = \alpha$
Effektiver geometrischer Pfeilwinkel	$\tilde{\varphi} = \varphi + \arctan(\tan \alpha \sin \nu)$	$\tilde{\varphi} = \varphi$
Mach-Zahl im Normalschnitt	$Ma_n = Ma \cos \tilde{\varphi} \sqrt{1 + (\sin \tilde{\alpha} \tan \tilde{\varphi})^2}$	$Ma_n = Ma \cos \varphi$
Anstellwinkel im Normalschnitt	$\alpha_n = \arcsin\left(\frac{\sin \tilde{\alpha}}{\cos \tilde{\varphi} \sqrt{1 + (\sin \tilde{\alpha} \tan \tilde{\varphi})^2}}\right)$	$\alpha_n = \frac{\alpha}{\cos \varphi}$
Relative Profildicke im Normalschnitt	$\left(\frac{t}{c}\right)_n = \frac{1}{\cos \tilde{\varphi}} \frac{t}{c}$	$\left(\frac{t}{c}\right)_n = \frac{1}{\cos \varphi} \frac{t}{c}$
Aerodynamische Beiwerte	Allgemeine Formel	Näherungsformel für $\nu = 0$ und $\alpha \ll 1$
Druckbeiwert	$c_p = c_{p_n} \left( \cos \tilde{\varphi} \sqrt{1 + (\sin \tilde{\alpha} \tan \tilde{\varphi})^2} \right)^2$	$c_p = c_{p_n} \cos^2 \varphi$
Auftriebsbeiwert	$C_l = C_{l_n} \left( \cos \tilde{\varphi} \sqrt{1 + (\sin \tilde{\alpha} \tan \tilde{\varphi})^2} \right)^2$	$C_l = C_{l_n} \cos^2 \varphi$
Wellenwiderstandsbeiwert	$C_{dw} = C_{dw_n} \left( \cos \tilde{\varphi} \sqrt{1 + (\sin \tilde{\alpha} \tan \tilde{\varphi})^2} \right)^3$	$C_{dw} = C_{dw_n} \cos^3 \varphi$
Viskoser Widerstandsbeiwert	$C_{dv} = C_{dv_n} \cos \tilde{\varphi} \left( 1 + (\sin \tilde{\alpha} \tan \tilde{\varphi})^2 \right)$	$C_{dv} = C_{dv_n} \cos \varphi$

Tabelle 3.9: Beziehungen zwischen unendlich gestrecktem Flügel und äquivalenter zweidimensionaler Strömung.

Beim Vergleich des gepfeilten mit dem ungepfeilten Flügel sind der gescherte und der schiebende Flügel zu unterscheiden. Wird die Tragflügelpfeilung durch Scherung variiert, bleibt die relative Profildicke  $t/c$  konstant. Eine Variation des Pfeilwinkels durch Drehung des Flügels führt zu einem schiebenden Tragflügel, bei dem die relative Profildicke im Normalschnitt  $(t/c)_n$  erhalten bleibt. Ein durch Drehung erzeugter Pfeilflügel unendlicher Streckung wird dabei als unendlich schiebender Flügel bezeichnet. Die in Tabelle 3.9 angegebenen Beziehungen zwischen den geometrischen und aerodynamischen Größen des unendlich gestreckten Tragflügels und den entsprechenden Größen im zugehörigen Normalschnitts sind unabhängig von der Erzeugung der Flügelpfeilung.

Als Anwendung der angegebenen Beziehungen soll der Einfluß der Tragflügelpfeilung bei kompressibler Strömung auf den Auftriebsgradienten  $dC_l/d\alpha$  bestimmt werden. Dazu wird ein unendlich schiebender Tragflügel mit dem Pfeilwinkel  $\varphi$  bei kleinen Anstellwinkeln  $\alpha$  und reibungsfreier Strömung für  $Ma < 1$  betrachtet. Für den Auftriebsbeiwert im Normalschnitt  $C_{l_n}$  kann mit der Prandtl-Glauert-Transformationsregel [75] folgende Gleichung angegeben werden:

$$C_{l_n} = \frac{2\pi \alpha_n}{\sqrt{1 - Ma_n^2}} \quad (3.27)$$

Aus der Umrechnung der Größen des Normalschnitts mit den entsprechenden Näherungsformeln von Tabelle 3.9 folgt für den Auftriebsbeiwert  $C_l$  des unendlich schiebenden Tragflügels:

$$C_l = \frac{2\pi \alpha \cos \varphi}{\sqrt{1 - (Ma \cos \varphi)^2}} \quad (3.28)$$

Daraus ergibt sich für den Auftriebsanstieg  $dC_l/d\alpha$  des unendlich schiebenden Tragflügels in Abhängigkeit des Pfeilwinkels  $\varphi$  folgende Formel:

$$\frac{dC_l}{d\alpha} = \frac{2\pi \cos \varphi}{\sqrt{1 - (Ma \cos \varphi)^2}} \quad (3.29)$$

Ein Vergleich des Auftriebsanstiegs  $dC_l/d\alpha$  des unendlich schiebenden Tragflügels mit dem ungefeilteten Flügel unendlicher Streckung liefert folgenden Zusammenhang:

$$\frac{dC_l/d\alpha (Ma, \varphi \neq 0)}{dC_l/d\alpha (Ma, \varphi = 0)} = \frac{\sqrt{1 - Ma^2}}{\sqrt{1 - (Ma \cos \varphi)^2}} \cos \varphi \quad (3.30)$$

Bei inkompressibler Strömung ( $Ma = 0$ ) folgt aus Gleichung 3.30 das auch von Küchemann [81] angegebene Verhältnis der Auftriebsgradienten von  $dC_l/d\alpha (\varphi \neq 0) = dC_l/d\alpha (\varphi = 0) \cos \varphi$ . Aus dieser einfachen Betrachtung des unendlich schiebenden Flügels folgt, daß der Pfeilwinkel den Auftriebsanstieg des Tragflügel bei Fluggeschwindigkeiten im Unterschallbereich reduziert.

Ein wesentlicher aerodynamischer Effekt der Tragflügelpfeilung ist der Einfluß auf die kritische Mach-Zahl. Wie vorher schon beschrieben, bestimmt beim unendlich gestreckten Pfeilflügel die Umströmung des Normalschnitts den Charakter der Strömung. Soll der kritische Druckbeiwert den Übergang des Strömungscharakters von Unterschall- auf Überschallströmung und den Beginn des Auftretens von Verdichtungsstößen beschreiben, ist eine Modifikation von Gleichung 3.25 durchzuführen. Dazu wird nach Schlichting und Truckenbrodt [75] der kritische Druck  $p_{crit}$  in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit  $V$  bei isentroper Strömung ermittelt und anschließend wird die Fluggeschwindigkeit  $V$  durch ihre Normalkomponente  $V_n = V \cos \varphi$  ersetzt. Der kritischen Druckbeiwert folgt entsprechend seiner Definition durch Bezug der Druckdifferenz gegenüber dem Umgebungsdruck auf den Staudruck der ungestörten Anströmung. Mit der Anwendung dieses Vorgehens auf Gleichung 3.25 folgt für den kritischen Druckbeiwert  $c_{p_{crit}}$  des unendlich gestreckten Pfeilflügels folgender Zusammenhang:

$$c_{p_{crit}} = \frac{2}{\kappa Ma^2} \left( \left( \frac{2 + (\kappa - 1) (Ma \cos \varphi)^2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} - 1 \right) \quad (3.31)$$

Diese Gleichung entspricht der von Küchemann [81] angegebenen Gleichung für den kritischen Druckbeiwert und ist für einen Pfeilwinkel von  $\varphi = 0^\circ$  äquivalent zu der schon vorher angegebenen Gleichung 3.25. In Bild 3.13 ist der Verlauf des kritischen Druckbeiwerts  $c_{p_{crit}}$  in Abhängigkeit der Mach-Zahl  $Ma$  entsprechend Gleichung 3.31 für verschiedene Pfeilwinkel  $\varphi$  dargestellt. Hier wird deutlich, daß der kritische Druckbeiwert bei gegebener Mach-Zahl mit zunehmender Tragflügelpfeilung abnimmt.

Die kritische Mach-Zahl  $Ma_{crit}$  des unendlich gestreckten Pfeilflügels kann bei gegebenem minimalen Druckbeiwert  $c_{p_{min}}$  durch Gleichsetzen mit dem kritischen Druckbeiwert  $c_{p_{crit}}$  iterativ aus Gleichung 3.31 bestimmt werden. Dabei ist der am Tragflügel auftretende minimale Druckbeiwert  $c_{p_{min}}$  von der maximalen Übergeschwindigkeit  $\hat{u}_{max}$  abhängig. In den folgenden Ausführungen soll die Übergeschwindigkeit entsprechend der linearisierten Theorie als Störgeschwindigkeit bezeichnet werden. Mit der linearisierten Theorie werden nach Anderson [77] reibungsfreie kompressible Strömungen mit kleinen Störungen beschrieben. Als kleine Störungen werden bei der Umströmung des unendlich gestreckten Pfeilflügels kleine Anstellwinkel und dünne Profile verstanden. Dabei ist die maximale Störgeschwindigkeit  $\hat{u}_{max}$  parallel zur Strömungsrichtung ausgerichtet und folgendermaßen definiert:

$$\hat{u}_{max} = V_{max} - V \quad \text{mit} \quad \frac{\hat{u}}{V} \ll 1 \quad (3.32)$$

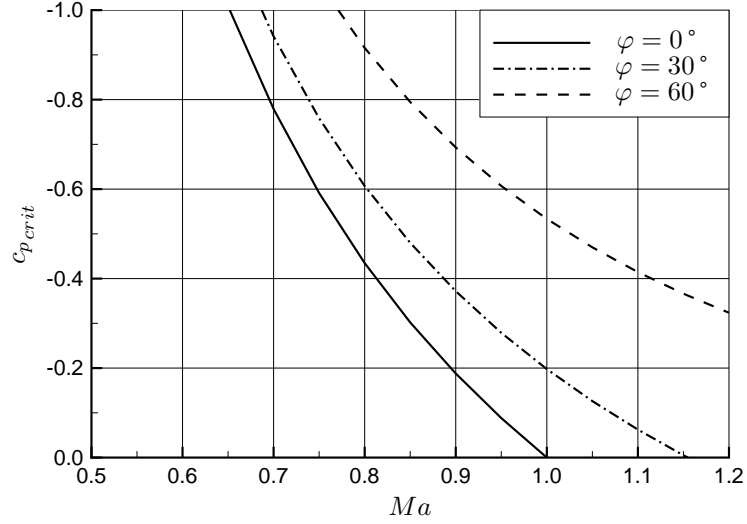


Bild 3.13: Verlauf des kritischen Druckbeiwerts  $c_{p,crit}$  in Abhängigkeit von der Mach-Zahl  $Ma$  für verschiedene Pfeilwinkel  $\varphi$ .

Die maximale Störgeschwindigkeit  $\hat{u}_{max}$  wird von der relativen Profildicke  $t/c$  und vom Auftriebsbeiwert  $C_l$  bestimmt. Gemäß der linearisierten Theorie kann nach Anderson [77] der minimale Druckbeiwert  $c_{p,min}$  in Abhängigkeit der maximalen Störgeschwindigkeit  $\hat{u}_{max}$  mit folgender Formel bestimmt werden:

$$c_{p,min} = -\frac{2 \hat{u}_{max}}{V} \quad (3.33)$$

Entsprechend den schon beschriebenen Eigenschaften des unendlich gestreckten Pfeilflügels bestimmt die Umströmung des Normalschnitts die vom Flügel hervorgerufenen Störgeschwindigkeiten. In Bild 3.12 wird am Beispiel dieses Pfeilflügels die Aufteilung der Geschwindigkeits- und Störgeschwindigkeitsvektoren in ihre Komponenten dargestellt. Für die maximale Störgeschwindigkeit  $\hat{u}_{max}$  im Punkt P des Tragflügels folgt aus den geometrischen Beziehungen von Bild 3.12 folgender Zusammenhang:

$$\hat{u}_{max} = \hat{u}_{nmax} \cos \varphi \quad (3.34)$$

Mit dieser Gleichung und der Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Vorderkante  $V_n = V \cos \varphi$  kann Gleichung 3.33 mit den Größen im Normalschnitt formuliert werden:

$$c_{p,min} = -\frac{2 \hat{u}_{nmax}}{V_n} \cos^2 \varphi = c_{p,min} \cos^2 \varphi \quad (3.35)$$

Dieser den Pfeilflügel charakterisierende Zusammenhang ist auch Tabelle 3.9 zu entnehmen.

Um den Einfluß der Tragflügelpfeilung auf die kritische Mach-Zahl aufzuzeigen, wird im Folgenden die kritische Mach-Zahl  $Ma_{crit}$  eines unendlich gestreckten Tragflügels mit konstantem Auftrieb  $L \sim Ma^2 C_l = konst.$  und konstanter relativer Profildicke im Normalschnitt  $(t/c)_n = konst.$  in Abhängigkeit des Pfeilwinkels  $\varphi$  bestimmt. Dazu wird das von Lutz [83] beschriebene Vorgehen für den Einfluß der relativen Profildicke auf die kritische Mach-Zahl um den Einfluß des Auftriebs erweitert. Weiterhin wird anstelle des von Lutz verwendeten Ellipsenprofils eine Abschätzung des Dickeneinflusses auf den minimalen Druckbeiwert verwendet. Für symmetrische Profile ohne Auftrieb kann der minimalen Druckbeiwert bei inkompres-

sibler Strömung  $c_{p_{min,ik}}(t/c)$  nach Torenbeek [4] entsprechend folgender Gleichung abgeschätzt werden:

$$c_{p_{min,ik}}(t/c) = -k_{TR} \left( \frac{t}{c} \right)^{3/2} \quad \text{mit} \quad k_{TR} = \left( \frac{1}{0.24} \right)^{3/2} = 8.505 \quad (3.36)$$

Zur Einführung des minimalen Druckbeiwerts in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwerts wird die Annahme gemacht, daß der betrachtete Auftriebsbeiwert dem jeweiligen Entwurfsauftriebsbeiwert entspricht und die Druckverteilung im Entwurfspunkt unverändert bleibt. Daraus folgt, daß der minimale Druckbeiwert infolge des Auftriebs  $c_{p_{min}}(C_l)$  linear vom entsprechenden Auftriebsbeiwert  $C_l$  abhängig ist:

$$c_{p_{min}}(C_l) = -k_{LF} C_l \quad (3.37)$$

Der Faktor  $k_{LF}$  ist dabei noch unbekannt und von der Druckverteilung des Profils im Entwurfspunkt abhängig. Im Rahmen der linearisierten Theorie stellt der minimale Druckbeiwert die Summe des minimalen Druckbeiwerts infolge der relativen Profildicke  $c_{p_{min}}(t/c)$  und des minimalen Druckbeiwerts infolge des Auftriebsbeiwerts  $c_{p_{min}}(C_l)$  dar. Unter Berücksichtigung der Prandtl-Glauert-Transformationsregel [75] kann der minimale Druckbeiwert bei kompressibler Strömung mit folgender Gleichung beschrieben werden:

$$c_{p_{min}} = -\frac{k_{TR} \left( \frac{t}{c} \right)^{3/2}}{\sqrt{1 - Ma^2}} - k_{LF} C_l \quad (3.38)$$

Diese Gleichung gilt für die zweidimensionale Profilmströmung und ist entsprechend der vorangegangenen Ausführungen auf den Normalschnitt beim unendlich gestreckten Pfeilflügel anwendbar. Wird die Formulierung des minimalen Druckbeiwerts von Gleichung 3.38 auf den Normalschnitt (Index  $n$ ) des betrachteten Pfeilflügels übertragen, folgt unter Verwendung von Gleichung 3.35 für den minimalen Druckbeiwert  $c_{p_{min}}$  des Tragflügels folgender Zusammenhang:

$$c_{p_{min}} = -\left( \frac{k_{TR} \left( \frac{t}{c} \right)_n^{3/2}}{\sqrt{1 - Ma_n^2}} + k_{LF} C_{l_n} \right) \cos^2 \varphi \quad (3.39)$$

Dabei ist anzumerken, daß sowohl für die relative Profildicke als auch für den Auftriebsbeiwert die Größen im Normalschnitt eingesetzt werden müssen.

Wie schon angesprochen sollen hier Flügel mit konstantem Auftrieb betrachtet werden. Unter der Annahme einer konstanten Flughöhe ( $\rho = konst.$  und  $p = konst.$ ) und den in Tabelle 3.9 angegebenen Näherungsformeln für die Umrechnung der Mach-Zahl und des Auftriebsbeiwerts gegenüber den entsprechenden Größen im Normalschnitt wird ein Faktor  $k_{CL}$  entsprechend folgender Definition eingeführt:

$$k_{CL} = Ma^2 C_l = Ma_n^2 C_{l_n} \quad (3.40)$$

Mit diesem eingeführten Faktor, den in Tabelle 3.9 angegebenen Näherungsformeln für die Umrechnung der Mach-Zahl und des Auftriebsbeiwerts gegenüber den entsprechenden Größen im Normalschnitt kann der minimale Druckbeiwert  $c_{p_{min}}$  des unendlich gestreckten Pfeilflügels in folgender Form angegeben werden:

$$c_{p_{min}} = -\left( \frac{k_{TR} \left( \frac{t}{c} \right)_n^{3/2}}{\sqrt{1 - (Ma \cos \varphi)^2}} + \frac{k_{LF} k_{CL}}{(Ma \cos \varphi)^2} \right) \cos^2 \varphi \quad (3.41)$$

Die kritische Mach-Zahl  $Ma_{crit}$  des unendlich gestreckten Pfeilflügels mit konstantem Auftrieb und konstanter relativer Profildicke im Normalschnitt kann durch Gleichsetzen des kritischen Druckbeiwerts  $c_{p_{crit}}$  entsprechend Gleichung 3.31 mit dem minimalen Druckbeiwert  $c_{p_{min}}$  entsprechend Gleichung 3.41 iterativ bestimmt werden. In Bild 3.14 ist die kritische Mach-Zahl  $Ma_{crit}$  des unendlich gestreckten Tragflügels in Abhängigkeit des Pfeilwinkels  $\varphi$  für einen gewählten Faktor  $k_{LF} = 0.5$ , eine relative Profildicke im Normalschnitt von  $(t/c)_n = 0.09$  und drei verschiedene Faktoren  $k_{CL} = Ma^2 C_l$  dargestellt. Dabei entsprechen die gewählten Faktoren von  $k_{CL}$  den Auftriebsbeiwerten  $C_l = 0.4$ ,  $C_l = 0.5$  und  $C_l = 0.6$  bei einer Mach-Zahl von  $Ma = 0.85$ .

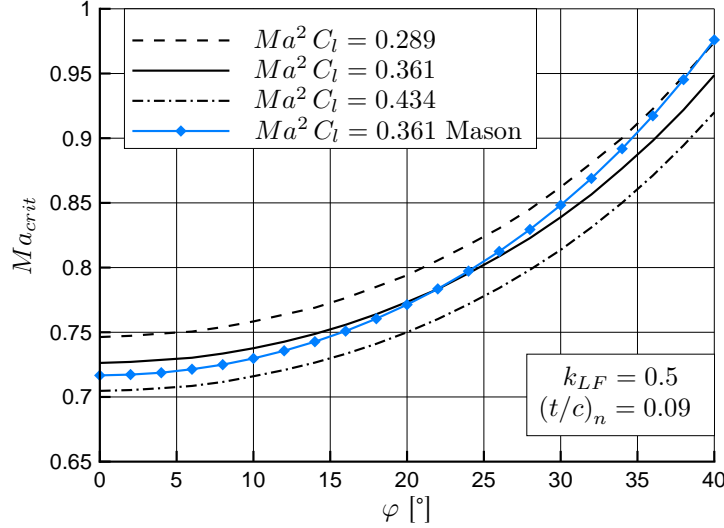


Bild 3.14: Verlauf der kritischen Mach-Zahl  $Ma_{crit}$  des unendlich gestreckten Pfeilflügels mit konstantem Auftrieb und konstanter relativer Profildicke im Normalschnitt in Abhängigkeit des Pfeilwinkels  $\varphi$ .

Zusätzlich ist in Bild 3.14 eine Kurve eingetragen, welche mit der von Mason [86] für den unendlich gestreckten Pfeilflügel angepassten Korn-Gleichung bestimmt wird. Dabei ist die Korn-Gleichung eine in vielen Vorentwurfsmethoden verwendete Gleichung zur Abschätzung der Mach-Zahl des transsonischen Widerstandsanstiegs  $Ma_{dd}$  und soll hier zum Vergleich des beschriebenen Vorgehens dienen. Die von Mason modifizierte Korn-Gleichung hat dabei folgende Form:

$$Ma_{dd} = \frac{k_A}{\cos \varphi} - \frac{t/c}{\cos^2 \varphi} - \frac{C_l}{10 \cos^3 \varphi} \quad (3.42)$$

Der Faktor  $k_A$  in Gleichung 3.42 stellt einen Technologiefaktor für das Profil dar und wird hier mit  $k_A = 0.985$  etwas größer als der typische Wert von  $k_A = 0.95$  für superkritische NASA-Profile gewählt. Für die Bestimmung der kritischen Mach-Zahl  $Ma_{crit}$  aus der Mach-Zahl des transsonischen Widerstandsanstiegs  $Ma_{dd}$  verwenden Malone und Mason [87] folgenden Zusammenhang:

$$C_{Dw} = 20 (Ma - Ma_{crit})^4 \quad \text{mit} \quad \frac{dC_{Dw}}{dMa} (Ma_{dd}) = 0.1 \quad \Rightarrow \quad Ma_{crit} = Ma_{dd} - \left( \frac{0.1}{80} \right)^{1/3} \quad (3.43)$$

Die kritische Mach-Zahl  $Ma_{crit}$  des unendlich gestreckten Pfeilflügels mit konstantem Auftrieb und konstanter relativer Profildicke im Normalschnitt nimmt entsprechend Bild 3.14 mit dem Pfeilwinkel  $\varphi$  zu. Mit zunehmendem Auftrieb des Tragflügels entsprechend dem Faktor  $k_{CL} = Ma^2 C_l$  ist bei einer geforderten kritische Mach-Zahl  $Ma_{crit}$  ein größerer Pfeilwinkel  $\varphi$  notwendig. Die Kurve der kritischen Mach-Zahl in Abhängigkeit vom Pfeilwinkel, welche mit der modifizierten Korn-Gleichung nach Mason bestimmt wird, ist dem Verlauf der mit dem eigenen Vorgehen bestimmten Kurve entsprechend Bild 3.14 sehr ähnlich.

Für die Basiskonfiguration wird entsprechend Tabelle 3.1 eine Mach-Zahl im Reiseflug von  $Ma = 0.85$  gefordert. Die Entwurfs-Machzahl  $Ma_{cr}$  entspricht der geforderten Mach-Zahl im Reiseflug und unterscheidet sich unter Berücksichtigung von Gleichung 3.26 nur geringfügig von der Mach-Zahl des transsonischen Widerstandsanstiegs  $Ma_{dd}$ . Aus Tabelle 3.8 folgt für die kritische Mach-Zahl  $Ma_{crit} \approx Ma_{dd} - 0.08$  entsprechend der von Boeing verwendeten Definition für die Mach-Zahl des transsonischen Widerstandsanstiegs. Daraus ergibt sich eine kritische Mach-Zahl von  $Ma_{crit} \approx 0.77$  für die Basiskonfiguration. Somit kann in Bild 3.14 für den gewählten Entwurfsunkt der Basiskonfiguration entsprechend Tabelle 3.5 unter der Annahme einer relativen Profildicke im Normalschnitt von  $(t/c)_n = 0.09$  ein Pfeilwinkel in der Größenordnung von  $\varphi = 20^\circ$  abgelesen werden. Dieser Pfeilwinkel des unendlich gestreckten Pfeilflügels entspricht näherungsweise dem aerodynamisch wirksamen Pfeilwinkel des zugespitzten Tragflügels mit endlicher Spannweite. Als aerodynamisch wirksamer Pfeilwinkel wird dabei im Hinblick auf den transsonischen Wellenwiderstand die Pfeilung der Linie des sich ausbildenden Verdichtungsstoßes verstanden.

Neben dem positiven Einfluß der Tragflügelpfeilung auf die kritische Mach-Zahl folgen weitere aerodynamische Eigenschaften aus den vorher beschriebenen vereinfachten Annahmen zur Betrachtung des unendlich gestreckten Pfeilflügels. Die von Busemann [82] beschriebenen Abhängigkeiten der aerodynamischen Beiwerte von der Tragflügelpfeilung finden sich in den Formeln von Tabelle 3.9 wieder. Der Auftriebsbeiwert des unendlich gestreckten Pfeilflügels verhält sich bei kompressibler Umströmung proportional zu  $\cos^2 \varphi$ . Bei der Bestimmung des Widerstandsbeiwerts aus den Beiwerten im Normalschnitt ist dabei eine Aufteilung in zwei Anteile notwendig. Der erste Anteil ist der Wellenwiderstandsbeiwert  $C_{dw}$ , welcher einen Druckwiderstand darstellt und sich deshalb näherungsweise proportional zu  $\cos^3 \varphi$  verhält. Der viskose Widerstandsbeiwert  $C_{dv}$ , der sowohl den Reibungswiderstand als auch den Formwiderstand beinhaltet, stellt den zweiten Anteil dar. Eine Verbesserung des Verhältnisses von Auftrieb zu Widerstand durch die Pfeilung des Tragflügels ist somit im Transschall und im Überschall aufgrund des stark nichtlinearen Charakters des Wellenwiderstands möglich.

Die beschriebenen Beziehungen des unendlich gestreckten Pfeilflügels lassen sich auf Tragflügelabschnitte ohne Verwindung und näherungsweise zweidimensionale Strömungsverhältnisse anwenden. Weisen die Tragflügelabschnitte eine Zuspitzung auf, ist ein Pfeilwinkel zwischen dem Pfeilwinkel der Vorderkante und der Hinterkante aerodynamisch wirksam. Im transsonischen Geschwindigkeitsbereich gibt die Lage des Verdichtungsstoßes einen physikalisch begründeten Anhaltspunkt für den aerodynamisch wirksamen Pfeilwinkel. Der Verdichtungsstoß tritt bei gepfeilten Tragflügeln und transsonischen Geschwindigkeiten meistens bei 0.5, ..., 0.7 der Profiltiefe  $x/c$  auf. Nach Redeker und Wichmann [88] führt beim zugespitzten Pfeilflügel die aus dem absoluten Profildickenverhältnis  $t_t/t_r$  resultierende Verdrängungswirkung zu einem vom geometrischen Pfeilwinkel abweichenden Pfeilwinkel an der Vorderkante. Dieser Pfeilwinkel an der Vorderkante wird effektiver Pfeilwinkel  $\varphi_{eff}$  genannt und setzt sich aus dem effektiven geometrischen Pfeilwinkel an der Vorderkante  $\tilde{\varphi}_{LE}$  und einem aus der dreidimensionalen Verdrängungswirkung folgenden zusätzlichem Wert  $\Delta\varphi$  zusammen. Beim rückwärts gepfeilten Tragflügel ist der effektive Pfeilwinkel an der Vorderkante  $\varphi_{eff}$  größer als der effektive geometrische Pfeilwinkel an der Vorderkante  $\tilde{\varphi}_{LE}$  und beim vorwärts gepfeilten Tragflügel ist er kleiner. Dies ist nach



Redeker und Wichmann [88] besonders für den Entwurf von transsonischen Laminarflügeln relevant.

Bei Tragflügeln endlicher Streckung wird der Einfluß der Pfeilung aufgrund der dreidimensionalen Strömung im Bereich der Flügelwurzel und an der Flügelspitze reduziert. In diesen Regionen kommt es zu einer Entpfeilung der Isobaren. Die positiven Effekte der Tragflügelpfeilung kommen in diesen Bereichen nicht mehr voll zum Tragen.

Zusammenfassend läßt sich feststellen, daß mit der Tragflügelpfeilung eine größere kritische Mach-Zahl  $Ma_{crit}$  und damit verbunden eine größere Mach-Zahl des transsonischen Widerstandsanstiegs  $Ma_{dd}$  erreicht wird. Zusätzlich nimmt die Gleitzahl  $L/D$  im Transschall und im Überschall durch die Pfeilung des Flügels zu. Die Tragflügelpfeilung ermöglicht somit das effiziente Fliegen mit hohen transsonischen Fluggeschwindigkeiten.

### 3.2.2 Tragflügelstruktur

#### Bauweisen

Die Tragflügel der modernen Verkehrsflugzeuge sind in Schalenbauweise hergestellt. Dies garantiert eine geringe Masse bei hoher Steifigkeit und Festigkeit. In Niu [89] findet man eine ausführliche Beschreibung der Bauweisen eines Tragflügels.

Der strukturelle Aufbau eines Tragflügels in Schalenbauweise ist in Bild 3.15 am Beispiel eines Profilschnitts schematisch dargestellt.

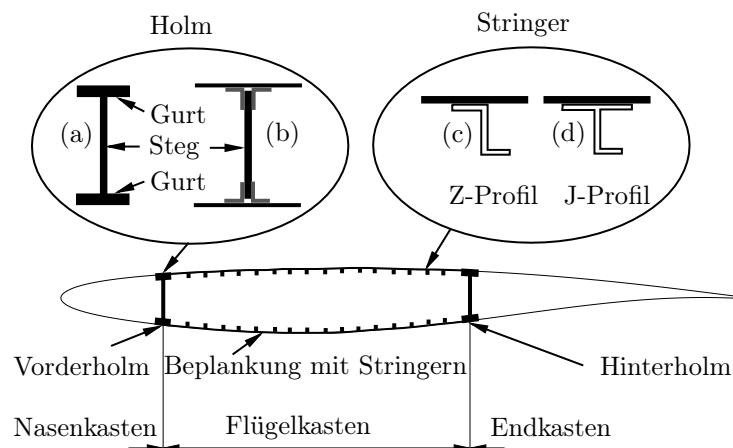


Bild 3.15: Schematische Darstellung der Schalenbauweise eines Tragflügels im Profilschnitt.

Das zentrale Bauteil eines Tragflügels ist der Flügelkasten. Dieser bildet die tragende in der Mitte des Flügels angeordnete Primärstruktur. Der Flügelkasten wird von dem Vorder- und Hinterholm begrenzt. Die Ober- und Unterseite des Flügelkastens bildet die mit Stringern versteifte Beplankung. Im Inneren des Flügelkastens werden Rippen als versteifende Strukturbauteile integriert. An die tragende Primärstruktur des Flügels schließt sich die Sekundärstruktur an. Zur Sekundärstruktur gehören der Nasen- und Endkasten des Tragflügels. Sofern der Flügel über Hochauftriebssysteme, Ruder, Spoiler und Triebwerksaufhängungen verfügt, sind diese ebenfalls Bestandteil der Sekundärstruktur.

Ein klassischer Holm besteht entsprechend Bild 3.15 (a) aus 2 Gurten zur Aufnahme der aus dem Biegemoment resultierenden Normalkräfte und aus einem Steg zur Aufnahme der aus

Querkraft und Torsion resultierenden Schubkräfte. Neben der Beanspruchung auf Schub muß der Steg nach Dubbel [90] zusätzlich Normalkräfte senkrecht und parallel zur Gurtrichtung aufnehmen. Die Ursache der Normalkräfte im Steg parallel zur Gurtrichtung ist die feste Verbindung des Stegs mit den Holmgurten und der daraus folgenden Stauchung im gurnahen Bereich des Druckgurts und der Dehnung im Bereich des Zuggurts. Eine weitere Folge der Biegeverformung des Holmes ist eine Beanspruchung des Stegs auf Druck senkrecht zu den Gurten. Dies wird auch als Holmabtriebskraft bezeichnet. Zur Aufnahme dieser senkrecht zu den Gurten auftretenden Druckkräfte werden vertikale Versteifungen des Holmstegs verwendet, welche als Pfosten bezeichnet werden.

Die mit Stringern versteifte Beplankung nimmt ebenfalls aus dem Biegemoment resultierende Normalkräfte auf. Eine wichtige Fragestellung beim Entwurf der Primärstruktur ist nach Niu [89] die Aufteilung der aus dem Biegemoment resultierenden Normalkräfte zwischen den Holmgurten und der Beplankung. Wird ein möglichst großer Teil der aus dem Biegemoment resultierenden Normalkräfte von der mit Stringern versteiften Beplankung entsprechend Bild 3.15 (b) aufgenommen, stellen die Verbindungselemente zwischen Steg und Beplankung die Gurte dar. Diese Bauweise ist nach Niu [89] zu bevorzugen, weil eine bestimmte Hautdicke der Beplankung für die Torsionssteifigkeit des Flügelkastens und zum Unterbinden von Beulen ohnehin notwendig ist. Deshalb kommt diese Bauweise des Flügelkastens bei Verkehrsflugzeugen zu Anwendung. Im Rahmen dieser Arbeit werden einfache Strukturmodelle verwendet, bei denen der Holm nur aus einem Steg besteht und keine Gurte aufweist. Es wird deshalb in den folgenden Ausführungen nicht mehr zwischen Steg und Holm unterschieden und vereinfacht der Begriff Holm verwendet.

Wichtige Funktionen der mit Stringern versteiften Beplankung sind die Übertragung der aerodynamischen Kräfte auf die tragenden Elemente und die Schaffung von aerodynamisch glatten Oberflächen. Die Beplankung nimmt neben den schon erwähnten aus dem Biegemoment resultierenden Normalkräften den aus der Torsion folgenden Schub auf. Als Versteifungen der Beplankung werden in Spannweitenrichtung angeordnete Stringer zur schon angesprochenen Aufnahme von aus dem Biegemoment resultierenden Normalkräften und zur Erhöhung der zulässigen Beulspannungen verwendet. Die Vergrößerung der zulässigen Beulspannungen werden dabei durch die Verkleinerung der Hautfelder und durch die Einspannung der Feldberandung erreicht. Typische Stringerprofile bei Verkehrsflugzeugen sind nach Niu [89] das Z-Profil entsprechend Bild 3.15 (c) und das J-Profil entsprechend Bild 3.15 (d).

In Bild 3.16 ist ein Ausschnitt eines Verkehrsflugzeugflügels dargestellt. Diese vereinfachte Darstellung zeigt neben den schon in Bild 3.15 besprochenen Bauelementen die Rippen des Tragflügels. Die Rippen erhalten die Querschnittsform des Flügels und werden neben den Stringern zur Erhöhung der zulässigen Beulspannungen durch Verkleinerung der Hautfelder und durch Einspannung der Feldberandung verwendet. Weiterhin haben Rippen die Aufgabe konzentriert eingeleitete Lasten zu verteilen. Konzentrierte Tragflügellasten gehen zum Beispiel von am Flügel angeordneten Triebwerken und Fahrwerken aus.

Mögliche Anordnungen der Holme und Rippen sind in Niu [89] für einige Verkehrsflugzeuge angegeben. Der Flügel besteht meistens aus 2 bis 3 Holmen. Ist ein mittlerer Holm vorhanden, ist dieser oft nicht durchgängig, sondern endet an einer definierten spannweitigen Position. Die Rippen sind in der Regel senkrecht zum Vorder- oder Hinterholm angeordnet. Bei manchen Tragflügeln oder Tragflügelbereichen sind sie parallel zur Strömungsrichtung ausgerichtet.

## Werkstoffe

Bei der Auswahl der Werkstoffe für ein Transportflugzeug müssen nach Raymer [3] folgende Eigenschaften berücksichtigt werden:

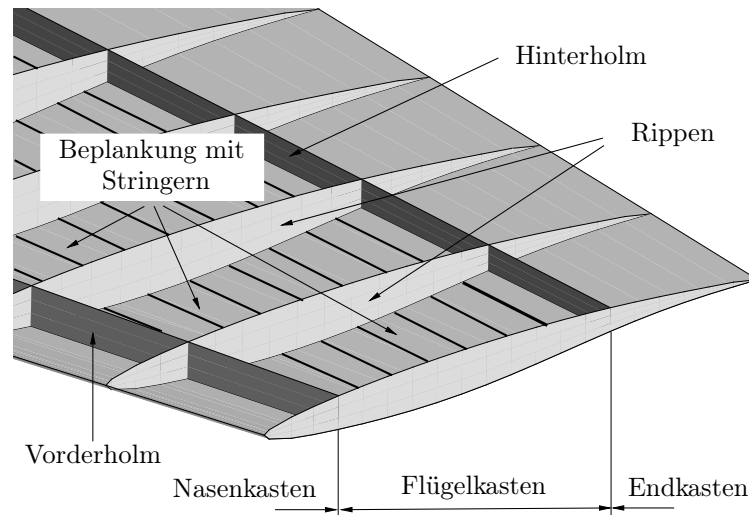


Bild 3.16: Vereinfachte Darstellung der Bauweise eines Verkehrsflugzeugflügels.

- Zugfestigkeit, Druckfestigkeit, Scherfestigkeit und Streckgrenze,
- Steifigkeit (Elastizitätsmodul),
- Dichte,
- Zähigkeit,
- Dauerfestigkeit,
- Fließdehnung,
- Korrosionsbeständigkeit,
- Temperaturgrenzen der Materialeigenschaften,
- Produzierbarkeit (Urformen, Umformen, Trennen, Fügen, Beschichten und Stoffeigenschaftsändern),
- Reparaturmöglichkeiten,
- Kosten (Rohstoffpreise und Herstellungskosten),
- Verfügbarkeit.

Für Werkstoffe bei Luftfahrzeugen ist eine hohe spezifische Festigkeit und eine hohe spezifische Steifigkeit erforderlich, um eine möglichst geringe Strukturmasse zu erzielen.

Der eingesetzte Werkstoff muß die an ihn gestellten Anforderungen über die gesamte Lebensdauer des Flugzeugs erfüllen. Dies wird als Betriebsfestigkeit bezeichnet. Die Betriebsfestigkeit muß nach Schwarmann, Rendings und Volkmann [91] die Schwingfestigkeit, den Rißfortschritt und die Restfestigkeit des verwendeten Werkstoffs bei der Auslegung der tragenden Bauteile berücksichtigen.

In der Geschichte des Flugzeugbaus wurden Holz, Stoff, Stahllegierungen, Leichtmetalllegierungen, Kunststoff und Verbundwerkstoffe als Werkstoff für die verschiedenen Strukturbauteile verwendet.

Der Tragflügel der modernen Verkehrsflugzeuge wird aus hochfesten Aluminiumlegierungen und Faserverbundwerkstoffen hergestellt. Dabei werden die Faserverbundwerkstoffe neben dem Einsatz im Bereich der sekundären Tragflügelstruktur zunehmend im Bereich der primären Tragflügelstruktur eingesetzt.

In Niu [89] werden die für den Flugzeugbau verwendeten Werkstoffe anhand ihrer Eigenschaften miteinander verglichen. Für die Aluminiumlegierungen werden die empfohlenen Anwendungen und die Kennwerte angegeben. Ein Vergleich von statischer Festigkeit, Schadenstoleranz, Rißwachstum und Restfestigkeit von Aluminiumlegierungen wurde von Schwarmann [92] durch umfangreiche Werkstoffprüfungen vorgenommen. Empfohlen wird der Einsatz der Aluminiumlegierungen 7075-T6 und 7178-T651 in Bereichen die von der statischen Festigkeit bestimmt werden. In Bereichen die vom Rißwachstum dominiert werden, sollen die Aluminiumlegierungen 2024-T3 und 2024-T351 Verwendung finden. Gilt es eine möglichst hohe Restfestigkeit zu bewahren, sind die Aluminiumlegierungen 7475-T76 und 7475-T7351 einzusetzen.

Beim Tragflügel wurden in der Vergangenheit entsprechend den Veröffentlichungen des Aluminiumherstellers Alcoa [93] verschiedene Aluminiumlegierungen für die Beplankung verwendet. Die Aluminiumlegierungen 2024-T3 und 2324-T39 wurden für die Beplankung der Tragflügelunterseite eingesetzt. Dort treten in den meisten Flugphasen Zugspannungen auf. Es ist in diesen Bereichen eine hohe Toleranz gegenüber Beschädigungen, eine hohe Beständigkeit gegenüber Ermüdungsrissen und eine hohe Zugfestigkeit notwendig. Die Aluminiumlegierungen 7075-T651, 7150-T651 und 7055-T7751 wurden hingegen für die Beplankung der Tragflügeloberseite eingesetzt. Dies sind Bereiche mit hohen Druckspannungen über einen großen Teil der Flugmission. Hier sind hohe Druckfestigkeit und hohe Steifigkeit entscheidend. Durch die Druckbeanspruchung ist Materialermüdung in diesen Bereichen weniger kritisch.

In Tabelle 3.10 wird ein Überblick über die verwendeten Aluminiumlegierungen der Flügelbeplankung bei verschiedenen Flugzeugtypen gegeben. Die in der Literatur gefundenen Angaben zu den Wärmebehandlungen der Aluminiumlegierungen unterscheiden sich bei manchen Flugzeugen. Aus der Verwendung einer einzigen Aluminiumlegierung für Tragflügelober- und -unterseite in den frühen Jahren des Luftverkehrs entwickelte sich im Laufe der Zeit eine den Anforderungen und Belastungen angepaßte Wahl der Aluminiumlegierung für die entsprechenden Tragflügelbereiche. An der Vielzahl der unterschiedlichen Aluminiumlegierungen wird die Weiterentwicklung dieses Werkstoffs im Flugzeugbau sichtbar.

Erstflug	Flugzeugtyp	Beplankung der Tragflügeloberseite		Beplankung der Tragflügelunterseite	
1919	Junkers F13	2017 – T4	[93]	2017 – T4	[93]
1935	Douglas DC-3	2024 – T3	[93]	2024 – T3	[93]
1957	Boeing 707	7178 – T651	[93]	2024 – T3	[93], [89]
1967	Boeing 737	7178 – T6/T651	[92]/[89]	2024 – T3/T351	[92]/[89]
1969	Boeing 747	7075 – T651/T6	[93]/[92], [89]	2024 – T3	[93], [92]
1970	Lockheed L-1011	7075 – T7651/T76	[93]/[89]	2024 – T3	[93]
1982	Airbus A310	7150 – T651/T6	[93]/[92]	2024 – T4	[93]
1982	Boeing 767	7150 – T651/T6	[93]/[89]	2324 – T39	[93]
1982	Boeing 757	7150 – T651/T6	[93]/[89]	2324 – T39/T3	[93]/[89]
1994	Boeing 777	7055 – T7751	[93]	2324 – T39/T3	[93]/[89]

Tabelle 3.10: Überblick über die verwendeten Aluminiumlegierungen der Flügelbeplankung bei verschiedenen Flugzeugtypen nach [89], [92] und [93].

Mit dem Ziel die Masse der Flügelstruktur zu reduzieren, die Korrosionsbeständigkeit zu verbessern und beliebige Formen mit hoher Oberflächenqualität entsprechend den auftretenden Belastungen maßgeschneidert herzustellen werden Faserverbundwerkstoffe eingesetzt. Aufgrund

der hohen Anforderungen an die Festigkeit und Steifigkeit werden kohlenstoffaserverstärkte Kunststoffe verwendet. Diese Verbundwerkstoffe bestehen aus Fasern, welche in einer Matrix eingebettet sind. Die Matrix hält die Fasern in Position, überträgt und verteilt die Spannungen, schützt die Fasern vor mechanischen und chemischen Einflüssen und gibt dem Faserverbundwerkstoff seine äußere Form. Die Fasern geben dem Faserverbundwerkstoff seine Festigkeit und Steifigkeit. Durch die Anordnung der Fasern in der Matrix lassen sich richtungsgebundene und an der Belastung orientierte Werkstoffeigenschaften realisieren. Der Einsatz von anisotropen Faserverbundwerkstoffen führt bei Bauteilen, die überwiegend einer Belastungsrichtung ausgesetzt sind, zur einer höheren Ausnutzung der Festigkeitseigenschaften gegenüber den isotropen Werkstoffen. Für Bauteile mit dreidimensionalen Belastungszuständen sind Faserverbundwerkstoffe eher ungeeignet. Es besteht weiterhin die Möglichkeit durch die Anordnung der Fasern im Faserverbundwerkstoff Einfluß auf die Verformung bei einer definierten Belastung zu nehmen.

## Belastungsmechanik

Aufgabe der Belastungsmechanik ist es, die für die Strukturberechnungen und Strukturversuche notwendigen Lasten zu ermitteln. Die Kenntnis der auf die einzelnen Baugruppen bei unterschiedlichen Manövern und Flugzuständen wirkenden Lasten ist Voraussetzung für die strukturelle Auslegung eines Flugzeugs.

Staatlich festgelegte Bauvorschriften sind die „Federal Aviation Regulations“ (FAR) der US-Bundesluftfahrtbehörde „Federal Aviation Administration“ (FAA) und die „Certification Specifications“ (CS) der Europäische Agentur für Flugsicherheit „European Aviation Safety Agency“ (EASA). Diese Bauvorschriften enthalten Vorgaben von den zu überprüfenden Flugbedingungen, um ein einheitliches und ausreichendes Sicherheitsniveau zu gewährleisten. Die Lasten ergeben sich aus Rechnungen und Versuchen, die Aerodynamik, Flugmechanik und Dynamik des elastischen Flugzeugs berücksichtigen. Dabei sind nach Jacob [94] folgende Kräfte zu berücksichtigen:

- Luftkräfte (statisch und dynamisch),
- Schwerkraft und Trägheitskräfte,
- Triebwerksschub und Kreismomente,
- Bodenkkräfte,
- Betätigungskräfte (von Piloten/Stellmotoren),
- sonstige Lasten, wie Schallbelastung, Vogelschlag und Aufheizung.

Aus den in den Bauvorschriften festgelegten Vorgaben ergeben sich viele zu behandelnde Lastfälle. Jedes einzelne Bauteil der Tragflügelstruktur hat letztendlich aber nur wenige dimensionierenden Lastfälle. Ausgehend von diesen Lastfällen ergibt sich die sichere Last, bei der keine bleibenden Verformungen zulässig sind. Die Bruchlast, bei der das Strukturbauteil versagt, muß mindestens um einen Sicherheitsfaktor von 1.5 höher als die sichere Last liegen. Der Sicherheitsfaktor soll nach Jacob [94] folgende Einflüsse kompensieren:

- höhere Lasten durch Überschreiten der Flugbereichsgrenzen,
- Unsicherheiten bei der Berechnung der Lastannahmen,
- Streuung der Materialeigenschaften,

- Verschlechterung der Festigkeit im Betrieb,
- Unsicherheiten im Strukturversuch,
- Einfluß von Feuchtigkeit und Temperatur.

Dabei werden die Streuung der Materialeigenschaften und die Verschlechterung der Festigkeit im Betrieb durch zusätzliche Maßnahmen bei der Fertigung und dem Betrieb des Flugzeugs berücksichtigt.

**Dimensionierende Lastfälle** Im Luftfahrttechnischen Handbuch [95] ist die prozentuale Beteiligung verschiedener Belastungsarten an der Dimensionierung von Hauptbauteilen angegeben. Die Angaben für den Flügel sind in Tabelle 3.11 aufgelistet. Diese Angaben beziehen sich auf zehn große Transportflugzeuge.

Lastfall	Beteiligung an der Dimensionierung des Flügels
Vertikale Böe	30.8 %
Höhenruder-Manöver	21.2 %
Querruder-Manöver	15.4 %
Landestoß	13.5 %
Stationäres Abfangen	7.7 %
Böe von vorn	5.7 %
Rollen am Boden	5.7 %

Tabelle 3.11: Beteiligung verschiedener Belastungsarten an der Dimensionierung des Flügels.

Welcher Lastfall für welches Bauteil des Tragflügels dimensionierend ist, hängt vom jeweiligen Flugzeug ab. Von Schuhmacher et al. [96] wird die Optimierung des Flügelkastens eines Regionalverkehrsflugzeugs beschrieben. Hierfür wurden 96 Lastfälle zur Auslegung auf maximale Festigkeit und 3 Lastfälle zur Auslegung auf Zeitfestigkeit betrachtet. Es wurde gezeigt, daß beispielsweise für die Bepunktung auf der Flügeloberseite 7 unterschiedliche Lastfälle für verschiedene Bereiche dimensionierend sind. Für die Dimensionierung der Flügelstruktur im Tragflügelentwurf sind möglichst alle auslegungsrelevanten Lastfälle zu berücksichtigen. Allerdings sind diese vorher nicht bekannt, so daß eine Vielzahl von Lastfällen betrachtet werden muß.

**Manöverlasten** Als Manöverlasten werden die bei symmetrischen Flugmanövern wie z.B. Kurvenflug oder Abfangen auftretenden Belastungen bezeichnet. Der die Manöverlasten bestimmende Flugbereich wird in einem V-n-Diagramm dargestellt. Im V-n-Diagramm werden die Flugbereichsgrenzen in Abhängigkeit des Lastvielfachen  $n = L/W$  und der äquivalenten Fluggeschwindigkeit  $V_e$  abgebildet. Dabei ist die äquivalente Fluggeschwindigkeit  $V_e$  ein Maß für den Staudruck  $q$  und kann mit folgender Gleichung aus der Fluggeschwindigkeit  $V$  und dem Dichteverhältnis  $\rho(H)/\rho_0$  entsprechend der internationalen Standardatmosphäre [97] berechnet werden:

$$V_e = \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} V = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0}} \quad (3.44)$$

Die äquivalente Fluggeschwindigkeit  $V_e$  entspricht somit der Fluggeschwindigkeit in Meereshöhe, welche den gleichen Staudruck besitzt wie die Fluggeschwindigkeit  $V$  in der betrachteten

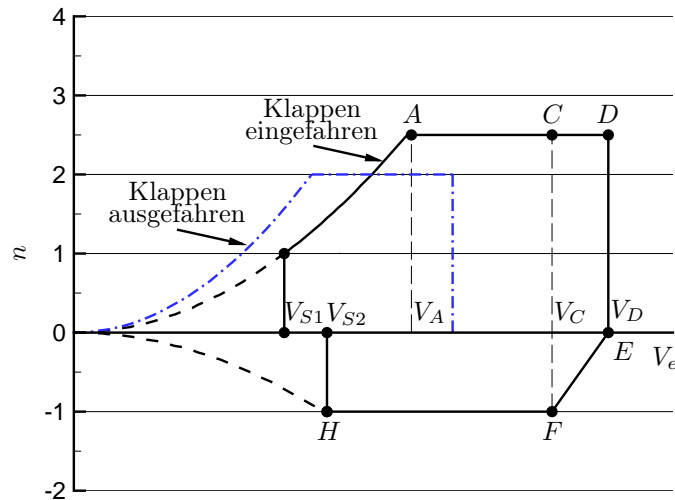


Bild 3.17: Darstellung des V-n-Diagramms für Manöverlasten eines Verkehrsflugzeugs.

Flughöhe. In Bild 3.17 ist ein V-n-Diagramm für Manöverlasten eines Verkehrsflugzeugs dargestellt.

Die nach FAR Part 25 geltenden Grenzwerte für das Lastvielfache sind in Tabelle 3.12 für Verkehrsflugzeuge mit einer maximalen Abflugmasse von  $m_{MTO} > 22700$  kg angegeben.

Maximal zulässiges Lastvielfache	$n_{max} = 2.5$
Minimal zulässiges Lastvielfache	$n_{min} = -1.0$
Maximalwert bei ausgefahrenen Klappen	$n_{max} = 2.0$

Tabelle 3.12: Zulässige Lastvielfache für Verkehrsflugzeuge mit  $m_{MTO} > 22700$  kg.

Bei einer Fluggeschwindigkeit von  $V < V_A$  werden die auftretenden positiven Lastvielfachen von dem maximalen Auftrieb begrenzt. Das maximal zulässige Lastvielfache  $n_{max}$  wird mit zunehmender Geschwindigkeit erstmals bei der Bemessungs-Manövergeschwindigkeit  $V_A$  im Punkt A erreicht. Weiterhin dürfen bei Fluggeschwindigkeiten von  $V > V_A$  keine Flugmanöver mehr ausgeführt werden, die einen Vollausschlag des Höhenruders erfordern, weil damit das maximal zulässige Lastvielfache  $n_{max}$  überschritten werden kann.

Aus den zulässigen Lastvielfachen bei der Bemessungs-Reisegeschwindigkeit  $V_C$  und der Bemessungs-Höchstgeschwindigkeit  $V_D$  ergeben sich die Punkte C, D und F im V-n-Diagramm für Manöverlasten. Dabei stellt sich die Bemessungs-Höchstgeschwindigkeit  $V_D$  nach einem 20 s Sinkflug mit einer Bahnneigung von  $7.5^\circ$  und einem Abfangbogen mit  $1.5g$  ausgehend von der Bemessungs-Reisegeschwindigkeit  $V_C$  ein. Die Bemessungs-Überziehggeschwindigkeit mit positivem Lastvielfachen  $V_{S1}$  entspricht der minimalen Fluggeschwindigkeit in Reiseflugkonfiguration und ist ebenfalls im V-n-Diagramm dargestellt. Bei einem minimal zulässigen Lastvielfachen von  $n_{min} = -1$  entspricht die Fluggeschwindigkeit im Punkt H des V-n-Diagramms der Bemessungs-Überziehggeschwindigkeit mit negativem Lastvielfachen  $V_{S2}$ .

Auch der zulässige Flugbereich mit ausgefahrenen Klappen ist im V-n-Diagramm zu berücksichtigen. Für die Dimensionierung sind die Eckpunkte des V-n-Diagramms mit den Extrem-

werten von Fluggeschwindigkeit und Lastvielfachem von besonderem Interesse.

**Böenlasten** Es werden Böenlasten infolge von Vertikalböen und infolge von Horizontalböen unterschieden. Nach Jacob [94] verursachen Vertikalböen im Reiseflug größere Lastvielfache als Horizontalböen.

Für die Bestimmung der Böenlasten werden für große Verkehrsflugzeuge in den Zulassungsvorschriften CS-25/FAR 25 dynamische Berechnungen gefordert. Dabei müssen die dynamischen Berechnungen das instationäre aerodynamische Verhalten und alle wesentlichen Freiheitsgrade der Struktur inklusive der Starrkörperbewegung berücksichtigen. Für die Vertikalböe wird ein über der Zeit kosinusförmiger Verlauf der Böengeschwindigkeit angenommen. Weiterhin muß der Nachweis für ein in den Zulassungsvorschriften angegebenes Spektrum an „Böenlängen“ erfolgen. Eine Ermittlung der Böenlasten entsprechend der Zulassungsvorschriften CS-25/FAR 25 ist demzufolge sehr aufwendig. Mit dem Ziel die physikalischen Zusammenhänge aufzuzeigen, wird an dieser Stelle die deutlich einfachere Bestimmung der Böenlasten in Anlehnung an die Zulassungsvorschriften CS-23/FAR 23 beschrieben.

Das maximale Zusatzlastvielfache durch eine Vertikalböe wird nach Pratt und Walker [98] durch folgende Formel bestimmt:

$$\Delta n_{B_{max}} = K_g \frac{\rho_0}{2g} \frac{dC_L/d\alpha}{m/S} V_e U_{de} \quad (3.45)$$

Die Reduzierung des maximalen Lastvielfachen  $\Delta n_{B_{max}}$  durch eine sich allmählich aufbauende Böengeschwindigkeit mit dem Maximalwert  $U_{de}$  und durch eine Ausweichbewegung des Flugzeugs wird durch den Böenabminderungsfaktor  $K_g < 1$  berücksichtigt. Hierbei entspricht die maximale Böengeschwindigkeit  $U_{de}$  der in der FAR 23 verwendeten aus Flugversuchen abgeleiteten äquivalenten Böengeschwindigkeit. Eine Verringerung des durch eine Vertikalböe hervorgerufen maximalen Zusatzlastvielfachen  $\Delta n_{B_{max}}$  wird durch eine hohe Flächenbelastung  $m/S$  und einen kleinen Auftriebsgradienten  $dC_L/d\alpha$  erreicht.

Der die Böenlasten bestimmende Flugbereich wird ebenfalls in einem V-n-Diagramm dargestellt. In Bild 3.18 ist ein V-n-Diagramm für Böenlasten eines Verkehrsflugzeugs dargestellt. Die maximalen Böengeschwindigkeiten  $U_{de}$  sind in Tabelle 3.13 angegeben.

Fluggeschwindigkeit $V_e$			Maximale Böengeschwindigkeit $U_{de}$ für Flughöhen von 0 m bis 6096 m	Maximale Böengeschwindigkeit $U_{de}$ für Flughöhen von 6096 m bis 15240 m
0	bis	$V_B$	20.1 m/s	Linearer Abfall von 20.1 m/s bis 11.6 m/s
$V_B$	bis	$V_C$	15.2 m/s	Linearer Abfall von 15.2 m/s bis 7.6 m/s
$V_C$	bis	$V_D$	7.6 m/s	Linearer Abfall von 7.6 m/s bis 3.8 m/s

Tabelle 3.13: Maximale Böengeschwindigkeit  $U_{de}$  nach FAR 23.

Die Bemessungsgeschwindigkeit für größte Böengeschwindigkeit  $V_B$  folgt aus dem Schnittpunkt der Kurven  $n = n(U_{de} = 20.1 \text{ m/s})$  und  $n = n(C_{L,max})$ . Das maximale Lastvielfache bei der Bemessungs-Reisegeschwindigkeit  $V_C$  wird mit einer maximalen Böengeschwindigkeit von  $U_{de} = 15.2 \text{ m/s}$  bestimmt. Bei der Bemessungs-Höchstgeschwindigkeit  $V_D$  ist eine maximale Böengeschwindigkeit von  $U_{de} = 7.6 \text{ m/s}$  anzunehmen. Daraus ergeben sich die Punkte  $B'$ ,  $C'$  und  $D'$  in Diagramm 3.18.

Die Punkte  $E'$ ,  $F'$  und  $G'$  werden mit den entsprechenden negativen Werten der maximalen Böengeschwindigkeit  $U_{de}$  berechnet. Für den innerhalb dieses V-n-Diagramms liegenden Flugbereich muß die Dimensionierung erfolgen.



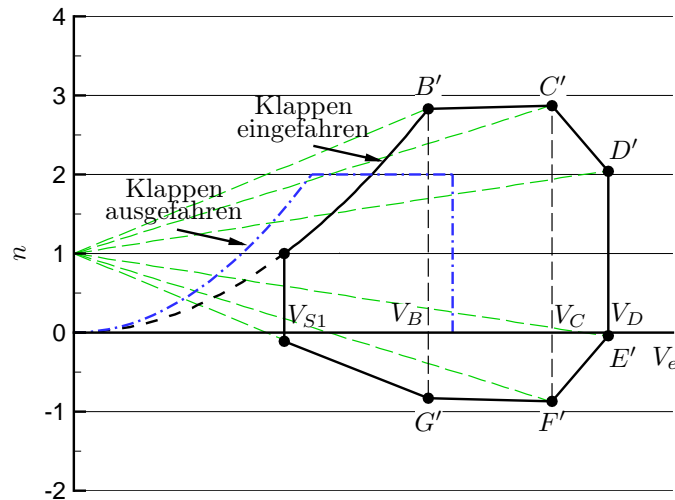


Bild 3.18: Darstellung des V-n-Diagramms für Böenlasten eines Verkehrsflugzeugs.

**Bodenlasten** Ein für die Dimensionierung wichtiger Lastfall ist der Landestoß beim Aufsetzen des Flugzeugs auf der Landebahn. Dabei werden Verkehrsflugzeuge für einen Landestoß mit einem Lastvielfachen von  $n = 2, \dots, 3$  ausgelegt. In den Zulassungsvorschriften FAR 25 sind die Auslegungswerte für die Aufsetzgeschwindigkeit mit  $w_s = 3.0 \text{ m/s}$  für die Entwurfs-Landemasse und  $w_s = 1.8 \text{ m/s}$  für die maximale Landemasse festgelegt.

Weiterhin treten wesentliche Bodenlasten beim Bremsmanöver und bei Kurvenfahrt mit höchstzulässiger Querbewegung auf. Beim Rollen des Flugzeugs am Boden sind auch die dynamischen Lasten durch Unebenheiten der Fahrbahn zu berücksichtigen.

### Strukturermüdung

Neben den statischen Lasten gilt es die dynamischen Lasten bei der Dimensionierung der Tragflügelstruktur zu berücksichtigen. Dies geschieht durch die Ermittlung der zeitabhängigen Lasten in Form von Lastkollektiven. Die Lastkollektive stellen die zeitliche Verteilung der Lasten im durchschnittlichen Leben eines Verkehrsflugzeugs dar. Dazu werden die Lasten entsprechend ihrem Auftreten in den einzelnen Flugphasen mit realistischen Zeitanteilen berücksichtigt. Dabei beinhalten die Lastkollektive die notwendigen Manöver und die auftretende Turbulenz in der Atmosphäre. Die ermittelten Lastkollektive werden zur Bestimmung der Ermüdungsfestigkeit der Strukturelemente benötigt.

Diesem Vorgehen liegt die Beobachtung zugrunde, daß wechselnde mechanische Belastungen zu einem langsam voranschreitenden Schädigungsprozeß des Werkstoffs führen. Dabei ist das Verformungs- und Versagensverhalten eines Werkstoffs gegenüber einer zyklischen Belastung von der Belastungsart (wechselnd, schwellend) und der Anzahl an Lastwechseln (Lastspielzahl) abhängig. Zur Beschreibung der Belastungsart wird nach Dubbel [90] die Mittelspannung  $\sigma_m$  und das Spannungsverhältnis  $R = \sigma_u / \sigma_o$  verwendet. In Abhängigkeit des Spannungsverhältnisses wird in Beanspruchungen im Zugschwell-, Wechsel- und Druckschwellbereich unterschieden. Bei der reinen Zugschwellbelastung entspricht die Mittelspannung  $\sigma_m$  der Spannungsamplitude  $\sigma_a$  und das Spannungsverhältnis nimmt einen Wert von  $R = \infty$  an. Die reine Wechselbe-

lastung wird durch eine Mittelspannung von  $\sigma_m = 0$  und ein Spannungsverhältnis von  $R = -1$  charakterisiert. Eine reine Druckschwellbelastung zeichnet sich durch eine Mittelspannung von  $\sigma_m = -\sigma_a$  und ein Spannungsverhältnis von  $R = 0$  aus.

Die Zeitfestigkeitskennwerte eines Werkstoffs werden in Form von Wöhlerkurven für eine entsprechende Belastungsart angegeben. Als Wöhlerkurve wird die doppelt logarithmische Darstellung der Spannungsamplitude  $\sigma_a$  über der erreichten Lastspielzahl  $N$  bis zum Materialversagen bezeichnet. Aufgrund der Streuung der Ergebnisse stellt die Wöhlerkurve dabei eine Ausgleichskurve der Ergebnisse von mehreren gleichen im Wöhlerversuch untersuchten Werkstoffproben dar. Ab einer bestimmten Spannungsamplitude  $\sigma_a$  wird mit weiterer zyklischer Belastung kein Materialversagen mehr beobachtet. Dies entspricht dann dem Dauerfestigkeitskennwert des Werkstoffs. In der Praxis wird die Dauerfestigkeit unterschiedlich definiert. Je nach Definition gilt ein Werkstoff als dauerhaft, wenn er  $2 \cdot 10^6$  bis  $10^9$  Lastwechsel bei einer bestimmten Spannungsamplitude  $\sigma_a$  und Belastungsart bis zum Bruch erträgt.

Die modernen Verkehrsflugzeuge werden nach Jacob [94] für ca. 60 000 Flugstunden ausgelegt. Es ist ein sicherer Flugbetrieb über die gesamte Lebensdauer des Verkehrsflugzeugs zu gewährleisten. Dies wird durch die Verwendung des Damage-Tolerance-Konstruktionsprinzips erreicht. Das Damage-Tolerance-Prinzip besagt, daß Schäden eines Systems bis zu einer definierten Schadensgröße tolerierbar sein müssen. Nach dem Auftreten von Ermüdungsrissen müssen für den weiteren Einsatz folgende Bedingungen erfüllt sein:

- regelmäßige Inspektionen stellen sicher, daß keine sicherheitskritischen Schäden auftreten,
- bei Inspektionen nicht entdeckbare kleine Schäden müssen sicher verkraftet werden können,
- für die vorgesehene Lebensdauer muß trotz Ermüdungsschäden eine ausreichend hohe Restfestigkeit vorhanden sein.

Dabei ist zu berücksichtigen, daß entsprechend der Zulassungsvorschriften CS-25/FAR 25 auch für die Materialkennwerte der Restfestigkeit ein Sicherheitsfaktor von 1.5 gilt. Die Anwendung der beschriebenen Methodik setzt viel Erfahrung voraus und führt im Vergleich mit einer Ermüdungsschäden ausschließenden Auslegung zu einer deutlich geringeren Flugzeugmasse bei der geforderten hohen Lebensdauer.

### 3.2.3 Aeroelastik

Insbesondere die Tragflügel von Verkehrsflugzeugen weisen eine Interaktion zwischen der aerodynamischen Umströmung und den strukturmechanischen Verformungen im gesamten Flugbereich auf. Diese Interaktion beeinflusst die aerodynamische Leistung, die flugmechanischen Eigenschaften und die Strukturmasse des Flügels.

Die Aeroelastik beschäftigt sich mit den statischen und dynamischen Wechselwirkungen zwischen aerodynamischen Kräften, elastischen Kräften und Trägheitskräften. Eine Einteilung der aeroelastischen Effekte kann mit dem aeroelastischen Kräftedreieck von Collar [99] entsprechend Bild 3.19 vorgenommen werden.

Die Ecken des aeroelastischen Kräftedreiecks bilden die beteiligten Kräfte. Bei den statischen aeroelastischen Effekten sind nur die aerodynamischen und die elastischen Kräfte von Bedeutung. Betrachtet man die dynamischen aeroelastischen Effekte sind zusätzlich die Trägheitskräfte zu berücksichtigen. Die Theorie der aeroelastischen Probleme wird unter anderem von Försching [100] beschrieben. Weiterhin werden dort analytische Lösungen der statischen und dynamischen Aeroelastik für die linearisierten und vereinfachten Gleichungen angegeben.

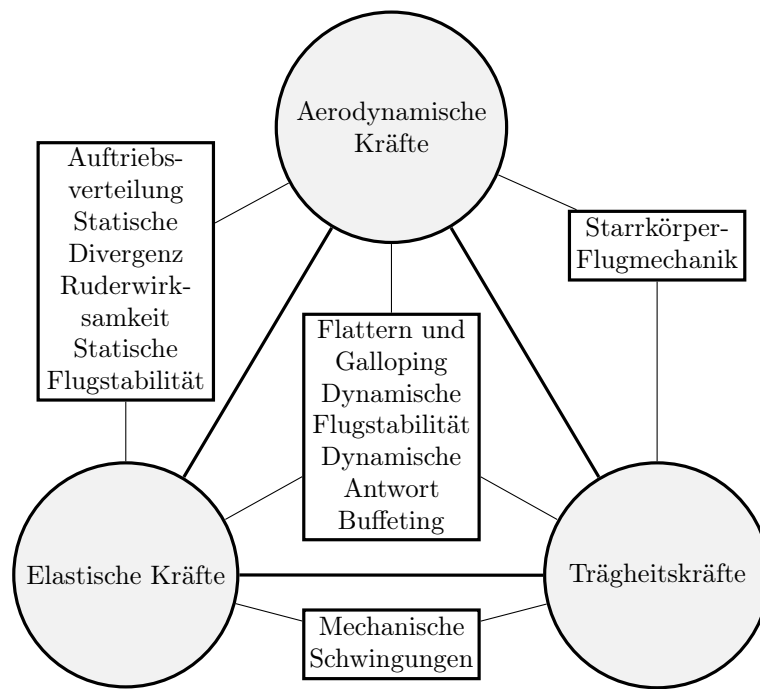


Bild 3.19: Aeroelastisches Kräfte-dreieck [99].

Die modernen Verkehrsflugzeuge verfügen über elektronische Flugsteuerungssysteme. Eine Verwendung des Flugsteuerungssystems zur Beeinflussung der dynamischen Aeroelastik führt zum Gebiet der Aeroservoelastik. Die Aeroservoelastik verbindet nach Hönlinger, Kramer und Stettner [71] die Disziplinen Strukturmechanik, Aeroelastik und Flugsteuerungssystemdynamik. In [71] werden wesentliche Aspekte der Aeroservoelastik im Hinblick auf den Entwurf von Hochleistungsflugzeugen aufgezeigt.

### Statische aeroelastische Effekte

Bei der Umströmung des Flugzeugs wirken aerodynamische Kräfte in Form von Druck- und Reibungskräften auf die Oberfläche des Tragflügels. Zusätzlich wirken die Schwerkraft und Trägheitskräfte auf die Tragflügelstruktur und den im Flügel untergebrachten Kraftstoff. Im Zusammenhang mit der Betrachtung der statischen aeroelastischen Effekte sind die Schwerkraft und Trägheitskräfte in Richtung und Stärke konstant. Die auftretenden aerodynamischen Kräfte, Schwerkraft und Trägheitskräfte führen zu einer Verformung des Tragflügels. Diese Verformungen beeinflussen die aerodynamischen Kräfte, welche wieder eine andere Tragflügelverformung zur Folge haben. Es liegt somit eine Interaktion zwischen den aerodynamischen Kräften und der elastischen Verformung des Tragflügels vor. Das sich einstellende Kräftegleichgewicht wird als statisches aeroelastisches Gleichgewicht bezeichnet.

Aerodynamische Kräfte, Schwerkraft und Trägheitskräfte führen beim elastischen Tragflügel zu Biegung, Torsion und lokaler Profilverformung. Dabei sind die Verformungen neben den angreifenden Kräften von den Biege- und Torsionssteifigkeiten der Tragflügelstruktur abhängig.

Der Tragflügel ist fest mit dem Rumpf verbunden und die Biegeverformung nimmt in Spannweitenrichtung bis zur Flügelspitze hin zu. Dabei weist die Biegelinie im allgemeinen einen nichtlinearen Verlauf auf. Ergebnisse von Messungen der Tragflügelverformungen eines Airbus A340-300 im Reiseflug werden z.B. von Keye [36], [101] zum Vergleich mit numerischen Simulationen angegeben. Daraus ist zu entnehmen, daß sich die mit der Biegung des Trag-

flügels verbundene Auslenkung an der Flügelspitze bei einem Langstreckenverkehrsflugzeug in der Größenordnung von  $\Delta z_t = 1 \text{ m}, \dots, 2 \text{ m}$  bewegt. Bei Kurzstreckenverkehrsflugzeugen ist die Auslenkung an der Flügelspitze im Reiseflug aufgrund der geringeren Spannweite mit ungefähr  $\Delta z_t \approx 0.5 \text{ m}$  deutlich geringer. Eine Biegeverformung des Tragflügels ist mit einer Zunahme der lokalen V-Stellung in Richtung der Spannweite verbunden. Dies führt zu einer Richtungsänderung der normal zur Oberfläche ausgerichteten lokalen Luftkräfte und zu einer Abnahme der projizierten Flügelfläche.

Neben der Biegung kommt es beim Tragflügel zu einer sich aerodynamisch stark auswirkenden Torsionsverformung. Greift die resultierende Kraft aus den auftretenden Luftkräften, der Schwerkraft und den Trägheitskräften nicht im Schubmittelpunkt des betrachteten Profilschnitts an, entsteht ein Torsionsmoment um den Schubmittelpunkt. Aus der spannweitigen Torsionsmomentenverteilung um die elastische Achse folgt in Abhängigkeit von der Torsionssteifigkeit der Tragflügelstruktur eine Torsionsverformung des Flügels. Dabei ist die elastische Achse des Tragflügels die Verbindung der Schubmittelpunkte der Flügelprofile, um die sich der Tragflügel verdreht. Zur Veranschaulichung ist in Bild 3.20 ein Tragflügelschnitt mit den angreifenden Kräften und der elastischen Achse schematisch dargestellt. Die aerodynamischen Kräfte sind hier in Form des Auftriebs  $L$  und des Nullmoments  $M_0$  im Einviertelpunkt der Profilsehne angreifend abgebildet. Im Schwerpunkt des Tragflügelschnitts wirkend ist die Summe aus Schwerkraft und Trägheitskräften mit dem Lastvielfachen  $n$  eingezeichnet. Zusätzlich ist die Lage der elastische Achse der Tragflügelstruktur dargestellt. Aus dem Torsionsmoment um die elastische Achse infolge der angreifenden Kräfte und der Torsionssteifigkeit des betrachteten Tragflügelschnitts folgt eine Torsionsverformung, welche mit einer Änderung des Verwindungswinkels  $\Delta\epsilon$  verbunden ist.

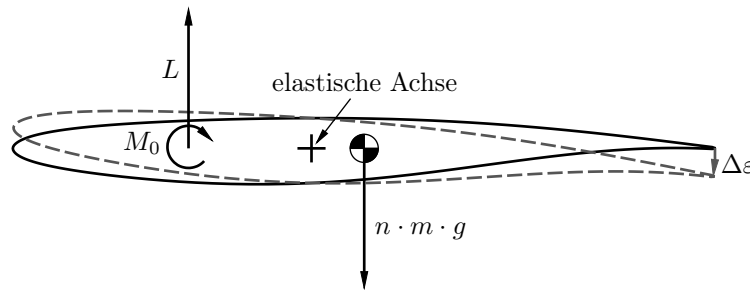


Bild 3.20: Schematische Darstellung der angreifenden Kräfte, der elastischen Achse und der Torsionsverformung eines Tragflügelschnitts.

Die Torsion des Tragflügels ist über die Biege-Torsions-Kopplung auch mit der Biegeverformung verbunden. Beim gepfeilten Tragflügel führt eine reine Biegeverformung entsprechend der Darstellung in Bild 3.21 zu einer Änderung der geometrischen Verwindungsverteilung. Dies nennt man geometrische Biege-Torsions-Kopplung des Tragflügels.

In Gleichung 3.46 ist die Änderung des geometrischen Verwindungswinkels  $\Delta\epsilon$  in Abhängigkeit der Auslenkung an der Vorderkante  $\Delta z_{LE}$ , der Auslenkung an der Hinterkante  $\Delta z_{TE}$  und der lokalen Profiltiefe  $c(y)$  angegeben. Die Auslenkungen an der Vorder- und Hinterkante können mit den Gleichungen 3.47 und 3.48 aus der Biegelinie  $\Delta z = \Delta z(y)$  bestimmt werden. Dazu werden die Lage der elastischen Achse  $(x/c)_{EA}$ , der Pfeilwinkel der elastischen Achse  $\varphi_{EA}$  und die lokale Profiltiefe  $c(y)$  benötigt.

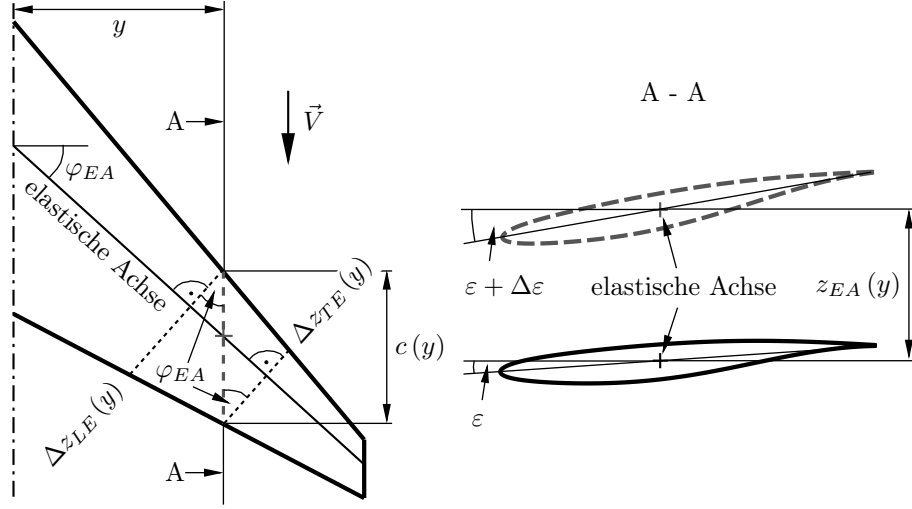


Bild 3.21: Geometrische Biege-Torsions-Kopplung des gepfeilten Tragflügels.

$$\Delta\epsilon = \arcsin\left(\frac{\Delta z_{LE} - \Delta z_{TE}}{c(y)}\right) \quad (3.46)$$

$$\Delta z_{LE} = \Delta z\left(y - (x/c)_{EA} c(y) \sin \varphi_{EA} \cos \varphi_{EA}\right) \quad (3.47)$$

$$\Delta z_{TE} = \Delta z\left(y + (1 - (x/c)_{EA}) c(y) \sin \varphi_{EA} \cos \varphi_{EA}\right) \quad (3.48)$$

Für den Tragflügel eines Verkehrsflugzeugs werden in Tabelle 3.14 einige Zahlenbeispiele für die geometrische Biege-Torsions-Kopplung unter der Annahme einer parabelförmigen Biegelinie mit Verwendung von Gleichung 3.46 angegeben. Dabei wird die geometrische Biege-Torsions-Kopplung durch das Verhältnis der geometrischen Verwindungsänderung zur Auslenkung an der Flügelspitze  $\Delta\epsilon_t/\Delta z_t$  in Abhängigkeit des Pfeilwinkels der Vorderkante  $\varphi_{LE}$  und der Lage der elastischen Achse  $(x/c)_{EA}$  angegeben. Bei einem Langstreckenverkehrsflugzeug mit einem Pfeilwinkel der Vorderkante von  $\varphi_{LE} \approx 30^\circ$  ergibt sich mit den vorher genannte Auslenkungen an der Flügelspitze und Gleichung 3.46 eine zusätzliche geometrische Verwindung an der Flügelspitze in der Größenordnung von  $\Delta\epsilon_t = -1.5^\circ, \dots, -3^\circ$  unter Reiseflugbedingungen.

Neben der geometrischen Biege-Torsions-Kopplung hat auch eine Änderung der aerodynamischen Kräfte aufgrund der Biegung einen Einfluß auf die Torsion. Eine Veränderung der Anströmung in einem Profilschnitt durch die Biegeverformung des Tragflügels führt zu einer anderen Druckverteilung in Tiefenrichtung. Die aus den veränderten Druckverteilungen dieser Profilschnitte resultierenden Luftkräfte erzeugen eine andere Torsionsmomentenverteilung um die elastische Achse des Tragflügels. Diese Torsionsmomentenverteilung führt ebenfalls zu einer Veränderung der Verwindung.

Bei einer von Dugas [102] durchgeführten aeroelastischen Beispielrechnung eines Langstreckenverkehrsflugzeugs in einem Abfangmanöver mit einem Lastvielfachen von  $n = 2.5$  ist der Anteil der geometrischen Biege-Torsions-Kopplung an der Verwindung des Tragflügels betragsmäßig fünf mal größer als der Anteil aus den Torsionsmomenten.

Die Verformung des Tragflügelprofils durch die aerodynamischen Kräfte ist bei den verwendeten Hautdicken und Werkstoffen der modernen Verkehrsflugzeugflügel mit turbulenten Grenzschichten nicht von Bedeutung. Beim Tragflügel mit Laminarhaltung reagiert die laminare

Flügelgrundriß			
Flügelfläche	$S = 360 \text{ m}^2$		
Streckung	$A = 10$		
Zuspitzung	$\lambda = 0.2$		
Geometrische Biege-Torsions-Kopplung			
Pfeilwinkel der Vorderkante $\varphi_{LE}$	Lage der elastische Achse $(x/c)_{EA}$	Pfeilwinkel der elastischen Achse $\varphi_{EA}$	Verhältnis der geometrischen Verwindungsänderung zur Auslenkung an der Flügelspitze $\Delta\varepsilon_t/\Delta z_t$
25°	0.4	19.8°	−1.22°/m
30°	0.4	25.2°	−1.48°/m
35°	0.4	30.7°	−1.68°/m
25°	0.5	18.4°	−1.15°/m
30°	0.5	23.9°	−1.42°/m
35°	0.5	29.5°	−1.64°/m

Tabelle 3.14: Zahlenbeispiele für die geometrische Biege-Torsions-Kopplung mit Verwendung von Gleichung 3.46 für einen Verkehrsflugzeugflügel.

Grenzschicht sehr empfindlich auf Änderungen der Profilgeometrie. Deshalb könnte beim Laminarflügel ein Einfluß der Profilverformungen auf die Transitionslage des laminar-turbulenten Umschlags existieren.

**Auftriebsverteilung** Die Auftriebsverteilung in Spannweitenrichtung ist von der Streckung, Flügelpfeilung, der Zuspitzung und der Verwindung des Tragflügels abhängig. Beim elastischen Tragflügel mit einem vor der elastischen Achse liegenden Druckpunkt führt die Auftriebskraft zu einer positiven Verdrehung des Flügels. Dadurch verlagert sich der Auftrieb zum Außenflügel hin. Der Einfluß der Pfeilung des Tragflügels auf die Auftriebsverteilung ist bei Verkehrsflugzeugen besonders wichtig, weil das aerodynamische und das statische aeroelastische Verhalten und folglich auch die Strukturmasse des Tragflügels davon maßgebend beeinflusst werden.

Beim starren rückwärts gepfeilten Tragflügel wird z.B. nach Schlichting und Truckenbrodt [75] der Auftrieb mit zunehmendem Pfeilwinkel weiter zum Außenflügel hin verschoben. Dies bedeutet, daß der Auftriebsanstieg beim rückwärts gepfeilten Tragflügel im Außenflügelbereich größer als im Innenflügelbereich ist. Im Gegensatz dazu wird der Auftrieb beim starren vorwärts gepfeilten Tragflügel mit Zunahme des Pfeilwinkels weiter zum Innenflügel hin verschoben. Somit ist der Auftriebsanstieg beim vorwärts gepfeilten Tragflügel im Innenflügelbereich größer als im Außenflügelbereich. Der Flügelgrundriß bestimmt daher bei der Betrachtung des starren Flügels mit der gewählten Streckung, dem gewählten Pfeilwinkel und der gewählten Zuspitzung die Verteilung des Auftriebsanstiegs in Spannweitenrichtung. Mit der Wahl der Verwindung des Tragflügels kann eine gewünschte Auftriebsverteilung für einen Auftriebsbeiwert eingestellt werden. Diesem rein aerodynamischen Verhalten des starren Pfeilflügels ist das statische aeroelastische Verhalten aufgrund der elastischen Verformungen überlagert.

Bei rückwärts gepfeilten Tragflügeln verschiebt sich der Auftrieb durch die geometrische Biege-Torsions-Kopplung bei einer Biegeverformung in Richtung Innenflügel. Wie schon beschrieben, beeinflusst die damit verbundene Veränderung der Tragflügelumströmung die Verwindung des Tragflügels und wirkt sich damit ebenfalls auf die Auftriebsverteilung aus. Dieser aeroelastische Einfluß kann in Abhängigkeit der sich einstellenden Druckverteilung und der elastischen Achse der Tragflügelstruktur die geometrische Biege-Torsions-Kopplung verstärken oder abmindern.

Eine Verschiebung des Auftriebs zum Innenflügel führt zu einer Reduzierung des Wurzelbiegemoments. Daraus ergibt sich eine geringere Biegeverformung des Tragflügels. Die Biege-Torsions-Kopplung ist somit beim rückwärts gepfeilten Tragflügel selbsthemmend und wirkt sich stabilisierend auf die Gleichgewichtslage aus. Im Gegensatz dazu verlagert die Biegeverformung beim vorwärts gepfeilten Tragflügel den Auftrieb zum Außenflügel hin. Diese Auftriebsverteilung erhöht das Wurzelbiegemoment und verstärkt damit die Durchbiegung des Tragflügels. Die Biege-Torsions-Kopplung wirkt sich deshalb beim vorwärts gepfeilten Tragflügel destabilisierend auf die Gleichgewichtslage aus.

Diese wichtigen aerodynamischen und aeroelastischen Einflüsse der Tragflügel Pfeilung auf die Auftriebsverteilung sollen im Folgenden weiter vertieft werden. An einem ausführlich beschriebenen Beispiel soll der Unterschied von Rückwärts- und Vorwärtspfeilung auf die spannweite Lastverteilung quantitativ diskutiert werden, um Zusammenhänge der Tragflügel Pfeilung im Hinblick auf die zu erwartende Strukturmasse aufzuzeigen. Für die Strukturmasse des Tragflügels sind entsprechend Abschnitt 3.2.2 die dimensionierenden Lastfälle mit den größten auftretenden Strukturlasten relevant. Um den Einfluß der Auftriebsverteilung auf die Strukturmasse zu veranschaulichen, soll stark vereinfacht der Manöverflug mit einem Lastvielfachen von  $n = 2.5$  als dimensionierender Lastfall der Tragflügelstruktur betrachtet werden. Der Auftriebsbeiwert im Manöverflug kann mit der Definition des Auftriebs entsprechend Gleichung 3.14, der Definition der Mach-Zahl mit  $Ma = V/a = V/\sqrt{\kappa RT}$ , der thermischen Zustandsgleichung des idealen Gases  $p = \rho RT$  und der Definition des Lastvielfachen  $n = L/W$  folgendermaßen bestimmt werden:

$$C_L = \frac{2 g n m / S}{\kappa p(H) Ma^2} \quad (3.49)$$

In Bild 3.22 ist der Auftriebsbeiwerts beim Manöverflug mit einem Lastvielfachen von  $n = 2.5$  in Abhängigkeit der Mach-Zahl  $Ma$  und der Flughöhe  $H$  für ein Flugzeug mit einer Flächenbelastung von  $m/S = 580 \text{ kg/m}^2$  dargestellt. Dabei entspricht die hier gewählte Flächenbelastung dem Wert des Entwurfs punkts der Basiskonfiguration entsprechend Tabelle 3.5.

Der benötigte Auftrieb kann entsprechend Bild 3.22 beim Flug mit niedrigen Auftriebsbeiwerten und hohen Staudrücken oder beim Flug mit hohen Auftriebsbeiwerten und niedrigen Staudrücken erreicht werden. Dabei ist der Staudruck  $q = 1/2 \kappa p Ma^2$  vom mit der Flughöhe veränderlichen Druck  $p = p(H)$  und quadratisch von der Mach-Zahl  $Ma$  abhängig. Der erreichbare Auftriebsbeiwert im Manöverflug ist durch den maximalen Auftriebsbeiwert  $C_{L,max}$  des Flugzeugs begrenzt. Auch der zulässige Staudruck wird bei Verkehrsflugzeugen durch die Vorgabe einer maximal zulässigen äquivalenten Fluggeschwindigkeit eingeschränkt. In Bild 3.22 sind die für die weiteren Betrachtungen ausgewählten Auftriebsbeiwerte von  $C_L = 1.0$  und  $C_L = 0.45$  hervorgehoben. Der Auftriebsbeiwert von  $C_L = 0.45$  entspricht dabei dem Auftriebsbeiwert im Reiseflug, um den Unterschied der Auftriebsverteilungen von Reiseflug und Manöverflug zu verdeutlichen.

In den Bildern 3.23 und 3.24 sind die Lastverteilungen  $q(\eta)$  und die lokalen Auftriebsbeiwerte  $C_l(\eta)$  von einem rückwärts und einem vorwärts gepfeilten Tragflügel mit gleicher Flügel fläche, Streckung und Zuspitzung unter Reiseflugbedingungen dargestellt. Die Verwindungen der beiden Tragflügeln werden hierbei so gewählt, daß sie im Reiseflug die gezeigten und nahezu identischen Auftriebsverteilungen besitzen und somit über vergleichbare aerodynamische Leistungen verfügen. Zusätzlich sind die elliptische Auftriebsverteilung als spannweiteige Streckenlast  $q_{ell}$ , die zugehörigen lokalen Auftriebsbeiwerte  $C_{l,ell}$  und der entsprechende Angriffspunkt der Luftkraft in Spannweitenrichtung in Form des Gesamtauftriebsbeiwerts  $C_{L,ell}$  als Referenz in den Bildern eingezeichnet. Die Lastverteilung wird hier in Form der Streckenlast  $q$  über der Spannweitenkoordinate  $\eta = 2y/b$  angegeben und entspricht der Auftriebsverteilung. Zwischen

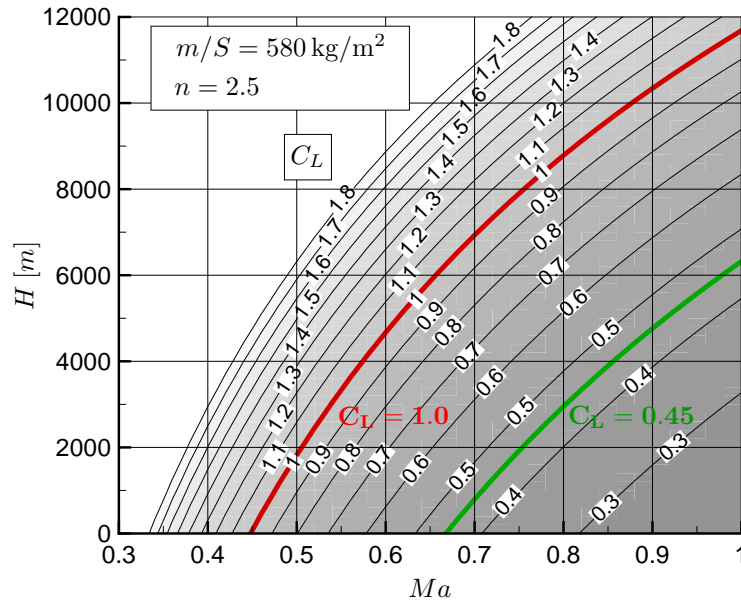


Bild 3.22: Darstellung des Auftriebsbeiwerts beim Manöverflug mit einem Lastvielfachen von  $n = 2.5$  in Abhängigkeit von der Mach-Zahl und der Flughöhe.

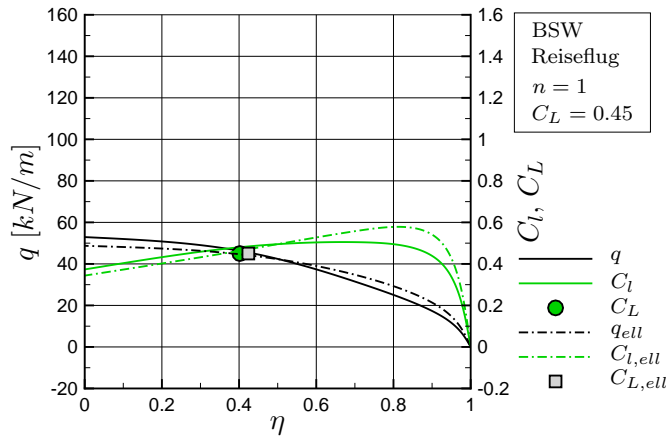


Bild 3.23: Lastverteilung und lokale Auftriebsbeiwerte von einem rückwärts gepfeilten Tragflügel (BSW) im Reiseflug.

den lokalen Auftriebsbeiwerten  $C_l(\eta)$ , der dimensionslosen Zirkulationsverteilung  $\gamma(\eta)$  und der Lastverteilung  $q(\eta)$  besteht dabei folgender Zusammenhang:

$$q(\eta) = \frac{1}{2} \rho V^2 C_l(\eta) \quad c(\eta) = \rho V \Gamma(\eta) = \rho b V^2 \gamma(\eta) \quad (3.50)$$

Die beiden Auftriebsverteilungen in den Bildern 3.23 und 3.24 besitzen den gleichen Angriffspunkt der Luftkraft in Spannweitenrichtung mit  $\eta_{col} = 0.402$ , welcher in Form der Gesamtauftriebsbeiwerte  $C_L$  in den Bildern eingezeichnet ist. Das Produkt aus dem absoluten Wert des



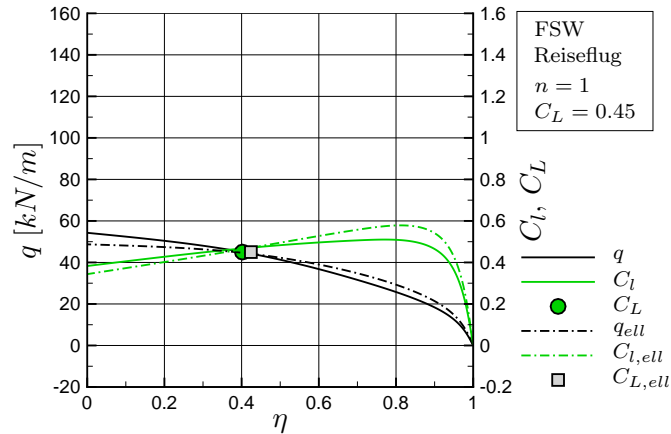


Bild 3.24: Lastverteilung und lokale Auftriebsbeiwerte von einem vorwärts gepfeilten Tragflügel (FSW) im Reiseflug.

spannweiten Angriffspunkts der Luftkraft und dem Auftrieb einer Tragflügelhälfte entsprechen dem Biegemoment um die x-Achse an der Flügelwurzel, welches als Wurzelbiegemoment bezeichnet wird. Die Strukturmasse des Tragflügels steht in einem engen Zusammenhang mit dem Wurzelbiegemoment des dimensionierenden Lastfalls. Weiterhin ist anzumerken, daß der rückwärts gepfeilte Tragflügel zum Erreichen der in Bild 3.23 gezeigten Auftriebsverteilung eine Verwindung benötigt, um die schon beschriebene Verschiebung des Auftriebs zum Außenflügel hin in eine Verschiebung zum Innenflügel hin umzukehren. Dabei unterstützt die Biegeverformung durch die vorher besprochene geometrische Biege-Torsions-Kopplung diese Verschiebung gegenüber dem unbelasteten Zustand. Im Gegensatz dazu benötigt der vorwärts gepfeilte Tragflügel keine Verwindung zum Erreichen der in Bild 3.24 gezeigten Auftriebsverteilung.

In Bild 3.25 sind die Lastverteilung und die lokalen Auftriebsbeiwerte des rückwärts gepfeilten Tragflügels im Manöverflug für einen Auftriebsbeiwert von  $C_L = 0.45$  dargestellt. Die gegenüber dem Reiseflug deutlich größeren Lasten führen zu einer stärkeren Durchbiegung des Tragflügels. Daraus folgt aufgrund der geometrischen Biege-Torsions-Kopplung eine Verschiebung des Auftriebs zum Innenflügel hin. Der Angriffspunkt der Luftkraft verschiebt sich dabei von  $\eta_{col} = 0.402$  im Reiseflug zu einer spannweiten Position von  $\eta_{col} = 0.375$  im Manöverflug.

Im Gegensatz dazu verschiebt sich der Auftrieb im Manöverflug gegenüber dem Reiseflug beim vorwärts gepfeilten Tragflügel aufgrund der geometrischen Biege-Torsions-Kopplung entsprechend Bild 3.26 zum Außenflügel hin. Dabei verlagert sich der Angriffspunkt der Luftkraft von  $\eta_{col} = 0.402$  im Reiseflug zu einer Position in Spannweitenrichtung von  $\eta_{col} = 0.436$  im Manöverflug.

Aus den Bildern 3.23, 3.24, 3.25 und 3.26 wird das aeroelastische Verhalten des Pfeilflügels im Manöverflug gegenüber dem Reiseflug bei einem konstanten Auftriebsbeiwert von  $C_L = 0.45$  deutlich. Das dargestellte aeroelastische Verhalten des Pfeilflügels ist dabei von der Biegesteifigkeit der Tragflügelstruktur abhängig. Mit zunehmender Biegesteifigkeit des Tragflügels nimmt die Verschiebung des Auftriebs in Spannweitenrichtung beim Manöverflug gegenüber dem Reiseflug ab.

Die Lastverteilung und die lokalen Auftriebsbeiwerte sind in Bild 3.27 für den rückwärts gepfeilten Tragflügel im Manöverflug mit einem Auftriebsbeiwert von  $C_L = 1.0$  dargestellt. Dabei führt der lokale Auftriebsanstieg des rückwärts gepfeilten Tragflügels trotz der geometrischen Biege-Torsions-Kopplung zu einer Verschiebung des Auftriebs im Manöverflug gegenüber dem

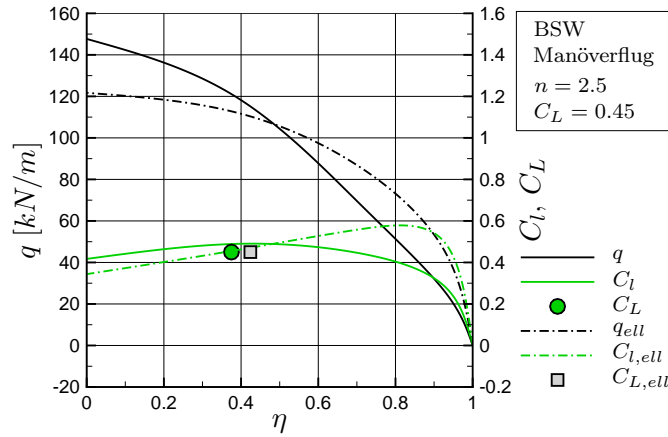


Bild 3.25: Lastverteilung und lokale Auftriebsbeiwerte von einem rückwärts gepfeilten Tragflügel (BSW) im Manöverflug mit niedrigem Auftriebsbeiwert.

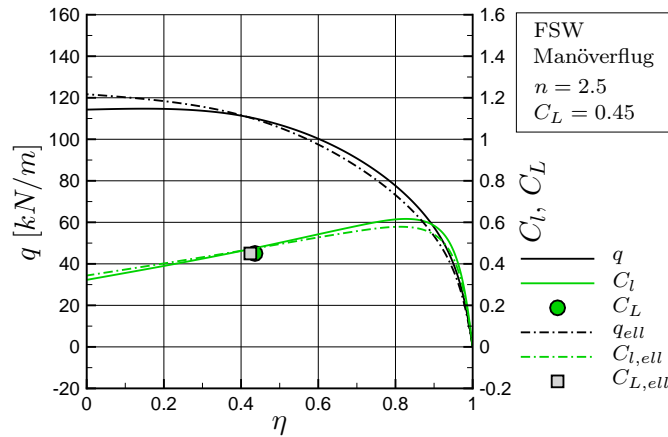


Bild 3.26: Lastverteilung und lokale Auftriebsbeiwerte von einem vorwärts gepfeilten Tragflügel (FSW) im Manöverflug mit niedrigem Auftriebsbeiwert.

Reiseflug in Richtung Außenflügel. Der Angriffspunkt der Luftkraft verschiebt sich dabei von  $\eta_{col} = 0.402$  im Reiseflug zu einer spannwitigen Position von  $\eta_{col} = 0.407$  im Manöverflug.

Beim vorwärts gepfeilten Tragflügel verschiebt sich der Auftrieb im Manöverflug mit einem Auftriebsbeiwert von  $C_L = 1.0$  gegenüber dem Reiseflug entsprechend Bild 3.28 ebenfalls zum Außenflügel hin. Dabei kann der lokale Auftriebsanstieg des vorwärts gepfeilten Tragflügels die Verschiebung des Auftriebs zum Außenflügel durch die geometrische Biege-Torsions-Kopplung nicht vollständig ausgleichen. Dabei verlagert sich der Angriffspunkt der Luftkraft von  $\eta_{col} = 0.402$  im Reiseflug zu einer Position in Spannweitenrichtung von  $\eta_{col} = 0.405$  im Manöverflug.

Die Lastverteilungen und die lokalen Auftriebsbeiwerte des rückwärts und des vorwärts gepfeilten Tragflügels unterscheiden sich entsprechend der Bilder 3.27 und 3.28 im Manöverflug mit einem Auftriebsbeiwert von  $C_L = 1.0$  nur wenig voneinander.

Aus den gezeigten Unterschieden des aeroelastischen Verhaltens von rückwärts und vorwärts

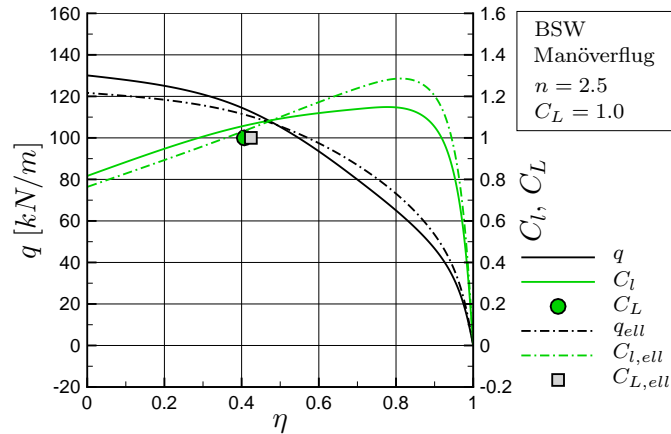


Bild 3.27: Lastverteilung und lokale Auftriebsbeiwerte von einem rückwärts gepfeilten Tragflügel (BSW) im Manöverflug mit hohem Auftriebsbeiwert.

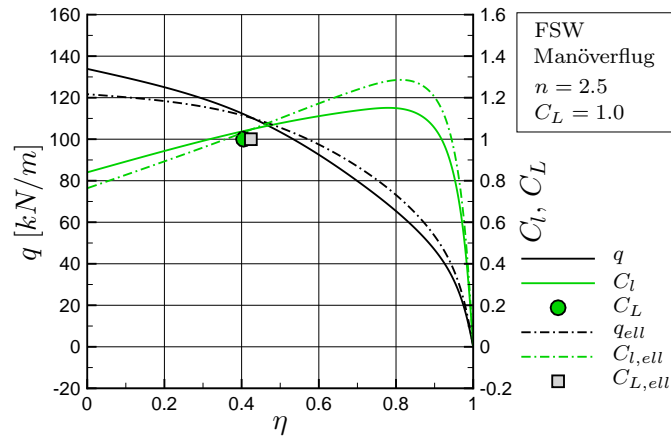


Bild 3.28: Lastverteilung und lokale Auftriebsbeiwerte von einem vorwärts gepfeilten Tragflügel (FSW) im Manöverflug mit hohem Auftriebsbeiwert.

gepfeilten Tragflügeln folgen Unterschiede in der Tragflügelmasse. Die Tragflügelmasse ist wie schon angesprochen vom Wurzelbiegemoment bzw. dem spannweiten Angriffspunkt der Luftkraft des dimensionierenden Lastfalls abhängig. Wie gezeigt, wird der spannweite Angriffspunkt der Luftkraft im Manöverflug vom gewählten Flügelgrundriß, vom Verformungsverhalten und vom geforderten Geschwindigkeitsbereich bestimmt. Dabei beeinflussen, wie schon erläutert, der Flügelgrundriß den lokalen Auftriebsanstieg, die Steifigkeiten das Verformungsverhalten und der geforderte Geschwindigkeitsbereich den Bereich des Auftriebsbeiwerts.

Für die Erstellung der gezeigten Lastverteilungen und lokalen Auftriebsbeiwerte wurde das von DeYoung und Harper [103] beschriebene Verfahren verwendet. Dieses Verfahren basiert auf der erweiterten Traglinientheorie und dem von Weissinger [104] angegebenen Rechenverfahren. In Abschnitt 4.2 erfolgt eine Einordnung der Traglinientheorie in die verschiedenen mathematischen Modellierungen von Strömungen.

Im transsonischen Reiseflug sind die sich einstellenden Druckverteilungen in Profiltiefenrich-

tung stark von den lokalen Auftriebsbeiwerten und der Profilform abhängig. Es kommt ab einer bestimmten Mach-Zahl zu Verdichtungsstößen, welche den Druckpunkt und damit das Profilmoment zusätzlich beeinflussen. Diese von der Mach-Zahl abhängigen Effekte beeinflussen durch dieses aerodynamische Torsionsmoment in Abhängigkeit der Torsionssteifigkeit des Tragflügels die spannwitige Auftriebsverteilung. Dadurch kommt es zu einer transsonischen aeroelastischen Wechselwirkung, welche zu einer Veränderung des Wellenwiderstands eines Tragflügels führen kann. Mit einer Zunahme der lokalen Auftriebsbeiwerte in einem bestimmten Bereich des Tragflügels steigt dort auch der nichtlineare Wellenwiderstand.

Weiterhin ist der Einfluß der sich verändernden Tragflügelverformung durch Abnahme der Flugzeugmasse über der Reiseflugdauer zu berücksichtigen. Für eine Optimierung hinsichtlich möglichst guter Reiseflugleistung ist eine gleichbleibende Verwindung über den Verlauf des Reiseflugs anzustreben. Dafür ist eine möglichst geringe Biege-Torsions-Kopplung notwendig. Demgegenüber steht die Möglichkeit einer größeren Entlastung der Tragflügelstruktur beim Manöver- und beim Böenlastfall durch eine stärker ausgeprägte Biege-Torsions-Kopplung. Hier gilt es einen Kompromiß zwischen aerodynamischer Leistung und Strukturmasse des Flügels zu finden.

Mit zunehmender Reichweite und damit zunehmendem Kraftstoffanteil des Verkehrsflugzeugs erhöht sich der Einfluß der aeroelastischen Effekte auf die aerodynamische Leistung während des Reiseflugs. Der Kraftstoffanteil ist beim Kurzstreckenflugzeug in der Größenordnung von  $m_F/m_0 = 15\%$  und beim Langstreckenflugzeug liegt er in Abhängigkeit der Flugmission in einem Bereich von  $m_F/m_0 = 30\%, \dots, 50\%$ . Beim Kurzstreckenflugzeug verändert sich die aerodynamische Leistung durch die relativ geringe Masseänderung des Flugzeugs während der Flugmission nur wenig. Die aeroelastischen Wechselwirkungen sind hier im wesentlichen für die Belastung der Flügelstruktur im Manöver- und Böenlastfall von Bedeutung. Hingegen gilt es beim Langstreckenflugzeug einen Kompromiß zwischen hoher Steifigkeit für gleichbleibend gute Reiseflugleistungen über den Verlauf der Flugmission und geringer Steifigkeit für eine große Entlastung bei dem Manöver- und Böenlastfall zu finden.

Bei der Betrachtung des getrimmten Flugzeugs beeinflusst eine Änderung der spannwitigen Auftriebsverteilung beim gepfeilten Tragflügel auch die Auftriebsverteilung zwischen Flügel und Höhenleitwerk. Verlagert sich der Auftrieb beim rückwärts gepfeilten Tragflügel aufgrund der aeroelastischen Effekte zum Innenflügel hin, verschiebt sich der Druckpunkt nach vorn und das zusätzliche Moment um den Flugzeugschwerpunkt muß durch eine Vergrößerung des Auftriebs am Höhenleitwerk ausgeglichen werden. Kommt es beim vorwärts gepfeilten Tragflügel aufgrund der aeroelastischen Effekte zu einer Verlagerung des Auftriebs zum Außenflügel hin, verschiebt sich der Druckpunkt nach vorn und das Höhenleitwerk muß ebenfalls einen größeren Auftrieb erzeugen. Eine Vergrößerung des Auftriebs oder eine Verringerung des Abtriebs am Höhenleitwerk ist bei einem vorgegebenen Gesamtauftrieb mit einer Reduzierung des Auftriebs am Tragflügel verbunden. Dadurch werden die auf die Struktur des Tragflügels wirkenden aerodynamischen Kräfte reduziert. Weiterhin ist auch der Einfluß der Aufteilung des Auftriebs zwischen Flügel und Höhenleitwerk auf den Widerstand zu berücksichtigen.

Zusammenfassend gilt es die Frage nach der Wahl der Auftriebsverteilung im Reiseflug und die Frage nach der Änderung der Auftriebsverteilung aufgrund der statischen aeroelastischen Effekte unter den verschiedenen Flugbedingungen zu beantworten. Es stehen Möglichkeiten zur Beeinflussung des aerodynamischen Verhaltens, der Struktur und der Flugregelung zur Verfügung um den Tragflügel zu optimieren. Diese werden in den noch folgenden Abschnitten kurz beschrieben.

**Torsionsdivergenz** Werden die aus der Verdrehung des Tragflügels resultierenden aerodynamischen Kräfte immer größer und kommt es zur Überschreitung der Tragflügelfestigkeit,

liegt statische aeroelastische Torsionsdivergenz vor. Das Auftreten der Torsionsdivergenz ist vom Staudruck bzw. der äquivalenten Fluggeschwindigkeit abhängig. Dabei ist die äquivalente Fluggeschwindigkeit entsprechend Gleichung 3.44 proportional zum Staudruck. Die äquivalente Fluggeschwindigkeit bei der Torsionsdivergenz auftritt wird als Divergenzgeschwindigkeit bezeichnet.

Mit zunehmender Biege- und Torsionssteifigkeit des Tragflügels steigt die Divergenzgeschwindigkeit. Eine Verringerung der aus der aerodynamischen Druckverteilung resultierenden positiven Nickmomente um die elastische Achse führt ebenfalls zu einer Vergrößerung der Divergenzgeschwindigkeit. Weiterhin nimmt die Divergenzgeschwindigkeit mit abnehmendem Auftriebsanstieg des Tragflügels zu.

Beim Pfeilflügel wirkt sich neben der Reduzierung des Auftriebsanstiegs mit zunehmendem Pfeilwinkel entsprechend Gleichung 3.29 auch die schon beschriebene Verteilung des Auftriebsanstiegs in Spannweitenrichtung auf die Divergenzgeschwindigkeit aus. Der größere Auftriebsanstieg im Außenflügelbereich wirkt sich mit zunehmender Pfeilung des rückwärts gepfeilten Flügels destabilisierend auf die Torsionsdivergenz aus. Im Gegensatz dazu führt beim vorwärts gepfeilten Tragflügel der größere Auftriebsanstieg im Innenflügelbereich zu einer größeren Divergenzgeschwindigkeit. Diesem aerodynamischen Effekt des Pfeilflügels ist das aeroelastische Verhalten infolge der geometrischen Biege-Torsions-Kopplung überlagert.

Die geometrische Biege-Torsions-Kopplung hat mit zunehmender rückwärts gerichteter Tragflügelpfeilung einen stabilisierenden Einfluß auf die Torsionsdivergenz und führt zu einer Vergrößerung der Divergenzgeschwindigkeit. Der vorwärts gepfeilte Flügel hat hingegen mit zunehmenden Pfeilwinkel eine stärker werdende destabilisierende Wirkung im Bezug auf die Torsionsdivergenz und somit eine Verringerung der Divergenzgeschwindigkeit zur Folge.

**Ruderwirksamkeit** Die von einem positiven Ruderausschlag an der Flügelhinterkante verursachten aerodynamischen Kräfte führen zu einer zusätzlichen Torsion des Tragflügels. Weiterhin resultiert aus dem Ruderausschlag eine größere Auftriebskraft, welche eine Biegeverformung des Tragflügel zur Folge hat. Die Biege-Torsions-Kopplung verstärkt beim rückwärts gepfeilten Flügel die auftretende Torsionsverformung. Beim vorwärts gepfeilten Flügel führt die Biege-Torsions-Kopplung hingegen zu einer Abminderung dieser Torsion. Ist der Tragflügel ungepfeilt, ist der Abstand der aerodynamischen Achse von der elastischen Achse entscheidend für den Einfluß auf die Torsionsverformung.

Mit zunehmender Torsionsverformung des Tragflügels bei einem positiven Ruderausschlag nimmt die Ruderwirksamkeit durch die Reduzierung des lokalen Anstellwinkels ab. Eine größere Torsionssteifigkeit des Tragflügels erhöht die Ruderwirksamkeit und ist meistens mit höherem Strukturgewicht oder teureren Werkstoffen verbunden. Aufgrund der Abhängigkeit der aerodynamischen Kräfte vom Staudruck nimmt die Ruderwirksamkeit beim elastischen Flügel mit zunehmender äquivalenter Fluggeschwindigkeit ab. Bei einer bestimmten äquivalenten Fluggeschwindigkeit ist keine Wirkung des Ruders mehr vorhanden. Steigert man die Geschwindigkeit weiter kommt es zur Ruderumkehr. Dies bedeutet, daß der aeroelastische Effekte zu einer dem Ruderausschlag entgegengesetzten Bewegung des Flugzeugs führen.

**Statische Längsstabilität** Die statische Längsstabilität des elastischen Flugzeugs hängt von der Biegeelastizität des Rumpfes und der Biege-Torsionselastizität des Flügels und des Höhenleitwerks ab. Der Einfluß der aeroelastischen Effekte ist stark von der Flugzeugkonfiguration und der Bauweise abhängig. Als Hinweis auf die auftretenden Effekte können die Ausführungen von Försching [100] dienen.

#### **Dynamische aeroelastische Effekte**

Die dynamischen aeroelastischen Probleme sind durch die instationären Vorgänge sowohl elasto-mechanischer wie aerodynamischer Art gekennzeichnet. Es werden dynamisch aeroelastische Stabilitätsprobleme und dynamisch aeroelastische Antwortprobleme unterschieden. Bei den dynamisch aeroelastischen Stabilitätsproblemen sind keine externen anregenden Kräfte (z.B. aerodynamische Kräfte von ausschlagenden Steuerflächen) vorhanden.

Das bedeutsamste dynamische aeroelastische Stabilitätsproblem ist das Flattern. Als Flattern wird eine selbsterregte Schwingung eines elastischen Systems bei konstanter Anströmung bezeichnet. Diese selbsterregte Schwingung kann in kurzer Zeit zur Zerstörung des betroffenen Bauteils führen. Bei der sogenannten Flattergeschwindigkeit wird der Strömung durch die angefachte Schwingung ebensoviel Energie entnommen wie durch die Strukturdämpfung aufgenommen wird. Ein Überschreiten der Flattergeschwindigkeit ist mit einem instabilen Anstieg der Schwingungsamplitude bis zur Zerstörung des Bauteils verbunden. Man unterscheidet beim Flattern das Potentialflattern und das Abreißflattern. Potentialflattern entsteht bei anliegenden Strömung und Abreißflattern entsteht bei Strömungsablösung und Wirbelbildung. Dabei besitzt die auftretende Strömungsablösung eine dämpfende Wirkung und wirkt sich somit stabilisierend auf das Flattern aus.

Liegen die Frequenzen der flugdynamischen Schwingungen in der Nähe der elastischen Eigenfrequenzen des Flugzeugs, hat die Aeroelastik Einfluß auf die dynamische Flugstabilität. Die flugdynamischen Schwingungen und deren Frequenzen folgen dabei aus den Bewegungsgleichungen der Flugdynamik.

Bei den dynamischen aeroelastischen Antwortproblemen ist eine Einwirkung von systemunabhängigen externen Kräfte gegeben, welche das elastische System anregen. Die Untersuchung der Einwirkung von äußeren Kräften, wie z.B. einer Böe oder atmosphärischer Turbulenz, ist im Hinblick auf die Dimensionierung der Struktur auf maximale Festigkeit und Zeitfestigkeit unter Berücksichtigung der aeroelastischen Effekte von erheblicher Bedeutung.

Eine weitere Klasse von dynamischen aeroelastischen Problemen wird unter dem Begriff Buffeting zusammengefaßt. Buffeting beschreibt die Schwingungen des Flugzeugs, welche infolge von Turbulenz oder Diskontinuitäten der Strömung vom Flugzeug selbst erregt werden. Im transsonischen Geschwindigkeitsbereich können im Zusammenhang mit Verdichtungsstößen an den Tragflächen Buffeting-Schwingungen auftreten.

#### **Möglichkeiten zur Beeinflussung des aerodynamischen Verhaltens**

Das aerodynamische Verhalten kann durch die Formgebung, Steuerflächen und Formänderungen der Kontur passiv und aktiv beeinflusst werden. Es gilt eine Geometrie zu finden, welche eine Druckverteilung in Spannweiten- und Tiefenrichtung mit einer möglichst großen Gleitzahl im Reiseflug zur Folge hat.

Um den induzierten Widerstand möglichst klein zu halten ist eine große Spannweite und eine elliptische Auftriebsverteilung anzustreben. Eine große Spannweite wird bei gegebener Flügelfläche durch eine hohe Streckung des Tragflügels erreicht. Die Auftriebsverteilung wird beim nicht verwundenen Flügel durch den Flügelgrundriß vorgegeben. Mit zunehmend positiver Pfeilung verlagert sich der Auftrieb zum Außenflügel hin. Bei negativer Pfeilung wird der Auftrieb im Gegensatz dazu zum Innenflügel hin verschoben. Nimmt die Zuspitzung kleinere Werte an, wird der Auftrieb ebenfalls zum Innenflügel hin verschoben. Durch die Verwindungsverteilung kann eine beliebige Auftriebsverteilung für einen gegebenen Auftriebsbeiwert eingestellt werden. Bei der Wahl von Grundriß und Verwindungsverteilung sind auch die örtlichen Auftriebsbeiwerte im Langsamflug zu berücksichtigen. Im transsonischen Geschwindigkeitsbereich sind bei gegebener Mach-Zahl, gegebenem Pfeilwinkel und gegebener relativer Profildicke zusätzlich Grenzen

für den Auftriebsbeiwert im Hinblick auf kleinen Wellenwiderstand gegeben.

Entsprechend den Ausführungen von Abschnitt 3.2.1 ist der Wellenwiderstand sehr stark von der relativen Profildicke und Profilform abhängig. Die relative Profildicke sollte aus aerodynamischer Sicht im transsonischen Reiseflug möglichst klein sein. Wie in Abschnitt 3.2.1 ausführlich beschrieben, erhöht sich die kritische Mach-Zahl mit zunehmender Flügelpfeilung und es kommt erst bei höheren Mach-Zahlen zu Verdichtungsstößen. Beim endlich zugespitzten Tragflügel kann die aerodynamisch wirksame Pfeilung im transsonischen Geschwindigkeitsbereich entsprechend Abschnitt 3.2.1 durch den Pfeilwinkel der Stoßlage beschrieben werden. Die Linie der aerodynamisch wirksamen Pfeilung eines zugespitzten Flügels hat somit beim nach hinten gepfeilten Tragflügel einen kleineren und beim nach vorn gepfeilten Tragflügel einen größeren Pfeilwinkel als die Vorderkante. Liegt die Linie der aerodynamisch wirksamen Pfeilung eines zugespitzten Flügels hinter der elastischen Achse, ist der aerodynamisch wirksame Pfeilwinkel bei gleicher Pfeilung der elastischen Achse beim nach hinten gepfeilten Tragflügel kleiner als beim nach vorn gepfeilten Flügel. Daraus ergibt sich beim vorwärts gepfeilten Tragflügel die Möglichkeit, größere relative Profildicken gegenüber dem rückwärts gepfeilten Flügel zu wählen, sofern die kritische Mach-Zahl, die Zuspitzung und die Pfeilung der elastischen Achse beider Tragflügel gleich groß sind. Weisen beide Tragflügel die gleichen relativen Profildicken auf, ist die kritische Mach-Zahl beim vorwärts gepfeilten Tragflügel entsprechend größer als beim rückwärts gepfeilten Flügel.

Die Profilform beeinflusst die Druckverteilung in Tiefenrichtung und die Lage und Stärke des Verdichtungsstoßes im Reiseflug. Das sich im transsonischen Reiseflug einstellende Profilmoment ist dabei von der sich einstellenden Druckverteilung abhängig. Eine Änderung der Profilform, der Fluggeschwindigkeit oder des lokalen Auftriebsbeiwerts haben einen Einfluß auf die Druckverteilung und damit die Torsion des Tragflügels.

Durch eine sich aktiv verändernde Profilkontur kann die Lage und Stärke des Verdichtungsstoßes den Flugbedingungen entsprechend angepaßt werden. Mit entsprechenden Steuerflächen kann sowohl die Auftriebsverteilung in Spannweitenrichtung als auch die Profilwölbung zur Widerstandsreduktion in den entsprechenden Flugphasen verändert werden. Eine variable Flügelpfeilung oder variable Spannweite zur Anpassung an die entsprechenden Flugzustände ist nur mit einer hohen Komplexität und der damit verbundenen großen Masse realisierbar. Weitere Möglichkeiten der aktiven aerodynamischen Beeinflussung bestehen in der Grenzschichtkontrolle durch Absaugen oder Ausblasen.

Im Rahmen dieser Arbeit werden ausschließlich passive aerodynamische Maßnahmen zur Optimierung des Tragflügels berücksichtigt. Diese beinhalten die Anpassung des Flügelgrundrisses und der Profilkontur.

### **Möglichkeiten zur Beeinflussung der Struktur**

Die Struktur kann durch die Wahl der Werkstoffe, der Anordnung und Auslegung der Bauteile passiv beeinflusst werden. Eine aktive Anpassung ist durch die Integration von Werkstoffen mit veränderlichen mechanischen Eigenschaften wie z.B. Piezowerkstoffen oder Formgedächtnislegierungen möglich.

Durch die Werkstoffwahl werden die Steifigkeit und die Festigkeit unter den verschiedenen Belastungen beeinflusst. Eine größere Steifigkeit führt zu geringeren Verformungen bei einer vorgegebenen Belastung. Dabei ist zwischen der Biege- und der Torsionssteifigkeit des Tragflügels zu unterscheiden. Auch die räumliche Verteilung der Steifigkeiten ist von großer Bedeutung. Mit einer größeren Steifigkeit des Tragflügels werden die Wechselwirkungen von Strömung und Struktur reduziert. Höhere Flügelsteifigkeiten durch Verstärkungen der Struktur führen gewöhnlich zu einer größeren Masse der Flügelstruktur. Zusätzlich kann die Strukturmasse des

Tragflügels durch die geringere Entlastung der Flügelstruktur bei dem dimensionierenden Lastfall aufgrund der geforderten Festigkeit zunehmen. Der positive Effekt ist die verbesserte Erhaltung der aerodynamisch günstigsten Tragflügelform und eine Reduzierung der sich negativ auswirkenden aeroelastischen Effekte. Eine geringere Steifigkeit hat den Vorteil einer besseren Ausnutzung der positiven aeroelastischen Effekte. Die aeroelastischen Effekte sind neben der Biege- und Torsionssteifigkeit auch von der Lage der elastischen Achse abhängig.

Bei der Faserverbundbauweise des Tragflügels ist eine gezielte Beeinflussung der aeroelastischen Effekte durch die richtungsabhängigen Werkstoffeigenschaften (aeroelastic tailoring) möglich. In der Arbeit von Dugas [102] wird die Auslegung von Faserverbundtragflügeln im Vorentwurf ausführlich beschrieben. Die Biege- und Torsionssteifigkeit der Tragflügelstruktur, deren räumliche Verteilung und die Lage der elastischen Achse können auch konstruktiv durch die Anzahl, Anordnung und Form der Bauteile beeinflusst werden.

In dieser Arbeit bleibt die Topologie der Tragflügelstruktur während der Optimierung erhalten. Über die Dimensionierung des Flügelkastens verändern sich die Steifigkeiten und damit auch die Verformungen des Tragflügels. Das Ergebnis der Dimensionierung stellt für den betrachteten Flügelgrundriß und die gegebene Profildickenverteilung den Tragflügel mit der kleinsten Masse und der geringsten Steifigkeit dar.

#### **Möglichkeiten der Flugregelung**

Die Steuerflächen können von der Flugregelung gesteuert die statische Aeroelastik beeinflussen. Ein Ausschlag der Steuerflächen mit einer Verschiebung des Auftriebs zum Innenflügel hin, kann die auftretenden Belastungen beim Abfangmanöver deutlich reduzieren. Ebenfalls können die strukturellen Belastungen durch eine Böenabmilderung verringert werden. Dazu ist eine geeignete Flugregelung mit den entsprechenden Sensoren zur Erkennung der Böen oder eine Verschiebung der statischen Lastverteilung beim Flug in turbulenter Atmosphäre vorzusehen.

Diese Eingriffe der Flugregelung auf die statischen aeroelastischen Effekte gilt es bei der Dimensionierung der Tragflügelstruktur zu berücksichtigen. Dazu ist eine Berechnung der betreffenden Flugzustände mit Berücksichtigung der Strömungs-Struktur-Kopplung und der ausgeschlagenen Steuerflächen notwendig. Diese Arbeit berücksichtigt keinen Ausschlag von Steuerflächen und deren Regelung bei der multidisziplinären Tragflügeloptimierung.



## 4 Modelle und Simulationsverfahren zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung

Für die multidisziplinäre Optimierung von Tragflügeln mit hochgenauen Simulationsverfahren stehen verschiedene Modelle, Methoden und Verfahren zur Verfügung. Es gilt eine der entsprechenden Optimierungsaufgabe angepasste Auswahl der Modellierung und den zugehörigen Lösungsmethoden bzw. Simulationsverfahren im Hinblick auf die physikalische Genauigkeit und den benötigten Rechenaufwand vorzunehmen. Dies stellt eine besondere Herausforderung bei der Auswahl der Parametrisierungsmethode, der numerischen Simulationsverfahren für die aerodynamische und die strukturmechanische Analyse und der Strömungs-Struktur-Kopplung dar. Auch die Wahl der Zielfunktion und der Optimierungsstrategie für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung sind von besonderer Bedeutung. Dieses Kapitel gibt einen Überblick über die verschiedenen geometrischen und physikalischen Modellierungen und den damit verbundenen Methoden und Simulationsverfahren. Weiterhin wird eine begründete Auswahl der Modelle, Methoden und Verfahren für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung dieser Arbeit vorgenommen. Die ausgewählten Modelle, Methoden und Verfahren werden dann in Kapitel 5 detaillierter beschrieben.

### 4.1 Beschreibung der Geometrie und Parametrisierungsmethoden

Die mathematische Modellierung eines Flugzeugs ist nach Smith und Kerr [105] von einer effizienten und flexiblen Beschreibung der Geometrie abhängig. Im Rahmen einer multidisziplinären Optimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren wird nach Samareh [106] für die Erzeugung zunehmend komplexer werdender Geometrien ein CAD-System benötigt. Weiterhin werden von Samareh [107] folgende Anforderungen an die Geometriemodellierung und die daran anschließende Netzgenerierung formuliert:

- automatischer Ablauf,
- Bereitstellung konsistenter Geometrie für alle Disziplinen,
- parametrische Modellierung,
- Bereitstellung der Sensitivitäten (für gradientenbasierende Optimierungsverfahren),
- Verwendbarkeit innerhalb der heutigen Produktentwicklungszeiten.

Infolge der Forderung nach einer parametrischen Geometriemodellierung wurden für die multidisziplinäre Optimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren verschiedene Parametrisierungsmethoden entwickelt. Auf diese Methoden soll im nächsten Abschnitt näher eingegangen werden.

### 4.1.1 Parametrisierungsmethoden für hochgenaue Simulationsverfahren

In [108] gibt Samareh einen Überblick über verschiedenen Parametrisierungsmethoden der multidisziplinären Optimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren. Die Parametrisierungsmethode steht in direktem Zusammenhang mit der Netzgenerierung und -verformung der in den jeweiligen Disziplinen verwendeten Simulationsverfahren. Von besonderer Bedeutung ist dabei die Interaktion zwischen den einzelnen Disziplinen. In Tabelle 4.1 sind die beschriebenen Parametrisierungsmethoden zusammengefasst.

	Geometrische Beschreibung	Konsistenz zwischen Disziplinen	Approximation der Originalgeometrie	Notwendigkeit automatischer Netzgenerierung	Unterstützung großer Geometrieänderungen	Verfügbarkeit analytischer Sensitivitäten	Komplexität von Geometrieänderungen
Basisvektor	Netz	nein	nein	nein	nein	ja	gering
Domain element	Netz	ja	nein	nein	nein	ja	gering
Partielle Differential-Gleichung	Oberfläche	ja	ja	ja	ja	ja	mittel
Diskret	Netz	nein	nein	nein	nein	ja	gering
Polynome und Splines	Oberfläche	ja	ja	ja	ja	ja	mittel
CAD	Oberfläche	ja	ja	ja	ja	nein	hoch
Analytisch	Netz, Oberfläche	ja	nein	nein	nein	ja	gering
Freiform-Deformation	Netz, Oberfläche	ja	nein	nein	nein	ja	mittel

Tabelle 4.1: Parametrisierungsmethoden für hochgenaue Simulationsverfahren.

Die Auswahl der Parametrisierungsmethode richtet sich neben den Anforderungen auch nach der Verfügbarkeit und den Erfahrungen mit den verwendeten Verfahren. Für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung in der vorliegenden Arbeit soll die Parametrisierungsmethode große Geometrieänderungen unterstützen. Aus diesem Grunde kommen die Parametrisierungsmethoden „Basisvektor“, „Domain element“, „Diskret“ und „Analytisch“ aus Tabelle 4.1 nicht in die nähere Auswahl und sollen an dieser Stelle nicht weiter beschrieben werden.

Auch die Parametrisierungsmethode der „Freiformdeformation“ unterstützt nach [108] keine großen Geometrieänderungen. Aufgrund der Möglichkeit auf eine automatische Netzgenerierung während der multidisziplinären Tragflügeloptimierung verzichten zu können und der von Ronzheimer [109] erfolgreichen Anwendung in der aerodynamischen Formoptimierung soll die „Freiformdeformation“ als Parametrisierungsmethode dennoch in Betracht gezogen werden.

Die „Freiformdeformation“ wurde von Sederberg und Parry [110] im Bereich der Computergrafik zur Formänderung beliebiger geometrischer Objekte entwickelt. Bei dieser Parametrisierungsmethode wird eine die Geometrie umgebende Box mit einer geringen Anzahl an Eckpunkten definiert. Die Freiformdeformation stellt eine mathematische Abbildungsfunktion zwischen der von der Box umschlossenen Geometrie und den Koordinaten der Eckpunkte dieser Box bereit. Eine Deformation der Geometrie erfolgt anschließend über eine Verschiebung der Eckpunkte der betrachteten Box und der Berechnung der deformierten Geometrie über die vorher bestimmte Abbildungsfunktion. Mit der Anzahl der Eckpunkte der zu definierenden Box kann die Komplexität der geometrischen Formänderungen gesteuert werden. Die „Freiformdeforma-

tion“ stellt somit keine Parametrisierungsmethode dar, bei der die Parameter eine Geometrie direkt beschreiben, sondern eine flexible Methode, komplexe geometrische Oberflächen oder Netze zu verformen.

Soll die Originalgeometrie direkt durch die Parametrisierungsmethode dargestellt bzw. approximiert werden, kommen die Parametrisierungsmethoden „Partielle Differentialgleichung“, „Polynome und Splines“ oder „CAD“ entsprechend Tabelle 4.1 in Betracht.

Für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung dieser Arbeit soll die Parametrisierungsmethode keine Einschränkungen in der Komplexität von Geometrieänderungen besitzen. Weiterhin ist eine direkte Parametrisierung der Originalgeometrie und eine direkte Verwendung klassischer Tragflügelparameter (wie z.B. Streckung, Pfeilung, Zuspitzung, Verwindung, relative Profildicke, ...) erwünscht. Deshalb wird aus Tabelle 4.1 die Parametrisierungsmethode „CAD“ ausgewählt. Dies bedeutet, daß in dieser Arbeit ein CAD-Programm für die Parametrisierung des Tragflügels verwendet wird. Ein weiterer Vorteil dieser Methode ist die Möglichkeit zur Bereitstellung von digitalen Modellen (z.B. für Fertigungszeichnungen).

Bei der Verwendung eines CAD-Programms zur Parametrisierung des Tragflügels müssen innerhalb dieses Programms oder über eine geeignete Schnittstelle Parameter zur Beschreibung der Tragflügelgeometrie definiert werden. Das in dieser Arbeit verwendete Vorgehen zur Generierung des parametrischen CAD-Modells wird in Abschnitt 5.1.2 beschrieben. Auf die gewählten Parameter des Flügelgrundrisses wird dort ebenfalls eingegangen. Soll auch die Geometrie der Flügelprofile veränderbar sein, gilt es zusätzlich die Frage nach der Parametrisierung des Flügelprofils bei der Verwendung eines CAD-Programms zu beantworten. Dies ist Inhalt des folgenden Abschnitts.

### 4.1.2 Parametrisierung des Flügelprofils

Ein Flügelprofil bezeichnet die Form des Querschnitts eines Tragflügels. Anfangs wurde die Geometrie der Flügelprofile in Profilkatalogen veröffentlicht. Beispiele hierfür sind die Profilkataloge der „Deutschen Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen“ (Profile Gö-xxx) und der amerikanischen „National Advisory Committee for Aeronautics“ (Profile NACA-xxxx). Auf Basis der zugehörigen Profilpolaren wird dann eine Auswahl des Flügelprofils entsprechend des Einsatzzwecks vorgenommen.

Heute erlaubt die hohe Geschwindigkeit der Rechner und die Genauigkeit der Simulationsprogramme einen den Anforderungen entsprechenden Profilentwurf mit geringem Zeitaufwand durchzuführen. Deshalb werden die Profile in der Regel für die entsprechende Anwendung neu entworfen.

Für die aerodynamische Profilloptimierung verwendet man verschiedene mathematische Beschreibungen der Profilgeometrie, welche man als Parametrisierung bezeichnet. Dadurch bleibt die Anzahl der Entwurfparameter überschaubar und ein glatter Verlauf der Profilkontur läßt sich mit geringem Aufwand erzeugen. In der Literatur findet man viele Arbeiten, die sich mit der Parametrisierung von Flügelprofilen und deren Verwendung zur aerodynamischen Optimierung befassen [108], [111], [112], [113], [114], [115], [116], [117], [118], [119], [120] und [121].

Eine Profilloptimierung mit praxisnahen Entwurfsanforderungen wurde z.B. von Buckley, Zhou und Zingg [121] durchgeführt. Dabei wurden 8 „On-Design“-Entwurfspunkte mit gleicher Gewichtung und 10 „Off-Design“-Entwurfspunkte mit einer sich automatisch anpassenden Gewichtung berücksichtigt. Eine Profilloptimierung hat das Ziel die aerodynamische Leistung unter Reiseflugbedingungen unter Einhaltung der verschiedenen Randbedingungen zu verbessern. Dieses Ziel kann, wie die Arbeit von Buckley, Zhou und Zingg zeigt, nur durch eine geeignete Mehrpunktoptimierung erreicht werden.

Der Einfluß der Profilparametrisierung auf die aerodynamische Profilloptimierung wurde unter

anderem von Castonguay und Nadarajah [118] untersucht. Die zwei Parametrisierungsmethoden „Hicks-Henne Funktionen“ [111] und „B-Spline Kurven“ stellten sich dabei zur aerodynamischen Widerstandsminimierung als geeignet heraus.

Um den Einfluß der gewählten Parametrisierung im Hinblick auf eine möglichst kleine Anzahl an Parametern zu untersuchen, soll die Arbeit von Sattler [120] genannt werden. Hier wurde auch die „Class function/Shape function Transformation“-Parametrisierungsmethode (CST) von Kulfan [116], [117] untersucht. Die guten Ergebnisse dieser Parametrisierungsmethode mit einer geringen Anzahl an Parametern sind für die Tragflügeloptimierung mit hochgenauen Verfahren gut einsetzbar.

Fortgesetzt wurde diese Arbeit von Kunze [122], um den Einfluß der Zielfunktion auf die Optimierung zu untersuchen. Weiterhin enthält diese Arbeit Untersuchungen mit der CST-Profilparametrisierungsmethode im Bereich der dreidimensionalen Tragflügeloptimierung.

Aufbauend auf diesen Untersuchungen soll hier die Auswahl der Profilparametrisierung vorgenommen werden. In der vorliegenden Arbeit beschreiben die Flügelprofile die Kontur des Flügels im unbelasteten Zustand des Reiseflugs. Das Flügelprofil besteht folglich nur aus einem Element in Tiefenrichtung (Mehrelement-Profil in Hochauftriebskonfiguration). Folgende Anforderungen werden an die Parametrisierung der Flügelprofile gestellt:

- möglichst geringe Anzahl an Parametern,
- möglichst großer Entwurfsraum,
- lokale Steuerung der Profilkontur,
- Beschreibung der Profilkontur mit glatten Kurven (Tangenten- und Krümmungsstetigkeit),
- Möglichkeit der Spezifikation von relativer Profildicke, Nasenradius, Hinterkantenwinkel und Hinterkantendicke,
- mathematisch intuitive Geometriebeschreibung und
- einfache Implementierung.

Diese Anforderungen werden durch die CST-Parametrisierungsmethode erfüllt. Deshalb wurde in der vorliegenden Arbeit diese Parametrisierungsmethode für die geometrische Beschreibung der Flügelprofile ausgewählt. In Abschnitt 5.1.2 wird die verwendete CST-Parametrisierungsmethode im Detail beschrieben und auf die programmtechnische Umsetzung näher eingegangen.

## 4.2 Simulationsmodelle und Rechenaufwand

Für die multidisziplinäre Simulation von Tragflügeln werden numerische Verfahren zur Berechnung der gewählten physikalischen Modellierung in den Bereichen Aerodynamik und Strukturmechanik benötigt. Bei den Tragflügeln von Verkehrsflugzeugen ist die Bestimmung von Auftrieb und Widerstand im transsonischen Reiseflug von besonderer Bedeutung. Die Aerodynamik wird dabei von den statischen aeroelastischen Verformungen des Tragflügels beeinflusst. Neben den strukturmechanischen Steifigkeiten ist die Tragflügelmasse von großer Wichtigkeit.

Mit zunehmender Berücksichtigung physikalischer Zusammenhänge in den numerischen Simulationsmodellen steigt die Genauigkeit und der Rechenaufwand. Es gilt somit für die gestellte multidisziplinäre Optimierungsaufgabe einen geeigneten Kompromiß zwischen der Genauigkeit,

der Berücksichtigung von Wechselwirkungen zwischen verschiedenen Disziplinen und dem Rechenaufwand zu finden.

In den folgenden Abschnitten wird ein kurzer Überblick über die aerodynamischen und strukturellen Simulationsverfahren gegeben und eine begründete Auswahl der Simulationsverfahren für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung getroffen.

### 4.2.1 Aerodynamische Simulationsverfahren

Um die aerodynamischen Simulationsverfahren einzuordnen, gibt Bild 4.1 einen Überblick über die Gleichungen zur mathematischen Beschreibung von Strömungen.

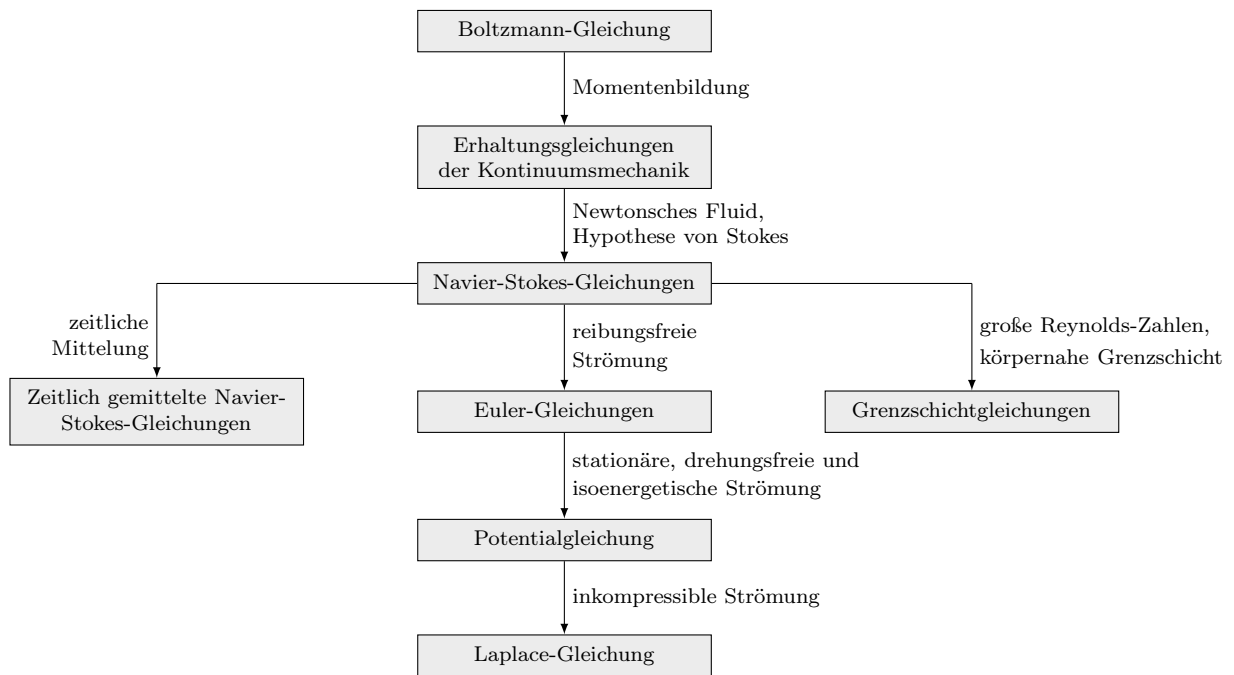


Bild 4.1: Überblick über die Gleichungen zur mathematischen Beschreibung von Strömungen.

Nach Oertel, Bohle and Dohrmann [123] bietet die kinetische Gastheorie die allgemeinste Form der mathematischen Beschreibung einer Strömung. Die kinetische Gastheorie betrachtet dabei die molekulare Struktur der Strömung und beschreibt die Bewegungsvorgänge ihrer Moleküle. Aufgrund der hohen Anzahl an Molekülen wird eine Verteilungsfunktion zur statistischen Beschreibung von Ort (physikalischer Raum) und Geschwindigkeit (Geschwindigkeitsraum) der Moleküle eingeführt. Die Transportgleichung dieser Verteilungsfunktion bildet die gaskinetische Grundgleichung und wird Boltzmann-Gleichung genannt. Durch Mittelwertbildung der unterschiedlich gewichteten Verteilungsfunktion zu einem bestimmten Zeitpunkt werden die makroskopischen Strömungsgrößen wie z.B. die mittlere Strömungsgeschwindigkeit, der Druck und die Temperatur aus den molekularen Eigenschaften abgeleitet. Diese Ableitung wird auch als Momentenbildung bezeichnet.

Die Erhaltungsgleichungen der Kontinuumsmechanik ergeben sich entsprechend Bild 4.1 mit der Momentenbildung aus der Boltzmann-Gleichung. Der Beschreibung des Fluids als Kontinuum liegt dabei die Annahme zugrunde, daß die volumengemittelten Größen die physikalischen Zusammenhänge der Strömung beschreiben. Diese Annahme ist für die Beschreibung von luftfahrttechnisch relevanten Strömungen stets erfüllt. Erst bei stark verdünnten Gasen müssen die Bewegungsvorgänge der Moleküle betrachtet werden. Als Erhaltungsgleichungen der

Kontinuumsmechanik werden die Gleichungen zur Erhaltung der Masse, des Impulses in die verschiedenen Raumrichtungen und der Energie verstanden.

Für Newtonsche Fluide unter Berücksichtigung der Stokes-Hypothese werden die kontinuumsmechanischen Erhaltungsgleichungen als Navier-Stokes-Gleichungen bezeichnet. Die Navier-Stokes-Gleichungen bilden die Basis für die meisten hochgenauen aerodynamischen Simulationsverfahren. Ausnahmen sind die Lattice-Boltzmann-Verfahren, welche die Boltzmann-Gleichung als Grundlage verwenden.

Die Navier-Stokes-Verfahren können zur numerischen Simulation laminarer Strömungen um Geometrien beliebiger Komplexität mit einem hohen Rechenaufwand eingesetzt werden. Laminare Grenzschichtströmungen sind bei Verkehrsflugzeugen auf einen sehr kleinen Bereich der benetzten Oberfläche beschränkt. Im Gegensatz zur numerischen Simulation laminarer Strömungen sind bei der Simulation turbulenter Strömungen die kleinskaligen Schwankungen der Strömungsgrößen zu berücksichtigen. Eine direkte numerische Simulation der Turbulenz (DNS) ist für praktische Anwendungen mit einem viel zu großen Rechenaufwand verbunden. Deshalb ist eine Modellierung der turbulenten Strömung mit einem Turbulenzmodell notwendig. Numerische Verfahren, welche nur die großskaligen Wirbelstrukturen direkt numerisch simulieren und die kleinskaligen Schwankungen der Strömungsgrößen mit einem Feinstrukturmodell beschreiben, werden als Grobstruktursimulation (LES) bezeichnet. Diese Verfahren sind für die Simulation von Flugzeugkonfigurationen mit einem extrem großen Rechenaufwand verbunden. Zur Beschreibung von stark wirbeldominierten Strömungen z.B. bei Tragflügeln mit großer Pfeilung und kleinen Streckungen unter großen Anstellwinkeln sind diese Verfahren besonders geeignet.

Weit verbreitet sind die numerischen Verfahren, welche die zeitlich gemittelten Navier-Stokes Gleichungen unter Einbeziehung eines Turbulenzmodells verwenden. Bei der Modellierung der Turbulenz werden Wirbelviskositäts- und Reynolds-Spannungs-Modelle unterschieden. Die verschiedenen Turbulenzmodelle werden z.B. von Wilcox [124] und Pope [125] ausführlich beschrieben. Unter Verwendung der zeitlich gemittelten Navier-Stokes-Verfahren (RANS) können angefangen von inkompressiblen bis zu kompressiblen Strömungen mit starken Verdichtungsstößen Flugzeugkonfigurationen mit nahezu beliebiger Komplexität mit einer hohen Genauigkeit simuliert werden. Diese Verfahren benötigen einen hohen Rechenaufwand und eignen sich auch zur Simulation von Strömungen mit moderaten bis starken Ablösungen. Dabei ist die Genauigkeit der zeitlich gemittelten Navier-Stokes-Verfahren von der Auflösung des aerodynamischen Netzes, dem verwendeten Turbulenzmodell und des iterativen Lösungsschemas abhängig.

Eine Vernachlässigung der Reibungsterme und der Wärmeleitungsterme in den Navier-Stokes-Gleichungen führt entsprechend Bild 4.1 zu den Euler-Gleichungen. Bei den Euler-Verfahren werden aufgrund der reibungsfreien Strömung der Auftrieb und die Verdichtungsstöße überbewertet. Weiterhin ist die Erfassung von Strömungsablösungen nicht konsistent. Die Euler-Verfahren eignen sich deshalb zur numerischen Simulation von inkompressiblen und kompressiblen Strömungen mit moderaten Verdichtungsstößen. Dabei können Konfigurationen mit nahezu beliebiger Komplexität betrachtet werden. Der Rechenaufwand der Euler-Verfahren ist eine Größenordnung geringer als bei den Navier-Stokes-Verfahren.

Die zeitlich gemittelten Navier-Stokes-Verfahren und die Euler-Verfahren gehören zu den hochgenauen aerodynamischen Simulationsverfahren. Ein Überblick über die verschiedenen numerischen Lösungsmethoden der hochgenauen aerodynamischen Simulationsverfahren wird z.B. von Blazek [126], Ferziger und Perić [127] und Hirsch [128] gegeben.

Eine weitere Vereinfachung der Navier-Stokes-Gleichungen bilden die Grenzschichtgleichungen. Diese können z.B. nach Schlichting und Gersten [129] mit einer Abschätzung der Größenordnungen der einzelnen Terme in den Navier-Stokes-Gleichungen für große Reynolds-Zahlen und für die Betrachtung der reibungsbehafteten körpernahen Grenzschicht hergeleitet werden.

Mit Verfahren zur Lösung der Grenzschichtgleichungen können laminare und turbulente Grenzschichtströmungen mit einer bzw. zwei ausgezeichneten Strömungsrichtungen im wandnahen und reibungsbehafteten Bereich simuliert werden. Diese Verfahren weisen in der Regel eine sehr gute Simulationsqualität bei Geschwindigkeitsprofilen auf und eignen sich deshalb zur Vorhersage von Strömungsablösungen und zur Kopplung mit Verfahren zur Vorhersage des laminar-turbulenten Übergangs.

Aus den Euler-Gleichungen folgt zur Beschreibung von stationären, drehungsfreien und iso-energetischen Strömungen entsprechend Bild 4.1 die Potentialgleichung. Die Potentialgleichung bildet die Basis für viele aerodynamische Simulationsverfahren mittlerer Genauigkeit. Die Potentialgleichung beschreibt reibungsfreie und drehungsfreie Strömungen und stellt für den Bereich außerhalb der Grenzschicht eine gute Näherung für viele aerodynamische Fragestellungen dar. Zur Beschreibung reibungsfreier Strömungen um stromlinienförmige Körper wird die vollständige nichtlineare Potentialgleichung für kleine Störungen verwendet. Diese Vereinfachung setzt voraus, daß die Strömung durch den Körper nur schwach gestört wird. Im Bereich transsonischer Strömungen kann eine weitere Vereinfachung der nichtlinearen Potentialgleichung für kleine Störungen berücksichtigt werden. Eine Beschränkung auf die Beschreibung von vollständig subsonischen oder vollständig supersonischen Strömungen um stromlinienförmige Körper führt zur linearisierten Potentialgleichung für kleine Störungen.

Bei inkompressiblen Strömungen vereinfacht sich die Potentialgleichung entsprechend Bild 4.1 zur sogenannten Laplace-Gleichung. Die Traglinien-, Tragflächen- und Panelverfahren basieren auf der Laplace-Gleichung und nutzen eine Kompressibilitätskorrektur z.B. von Kármán-Tsien [75] oder Göthert [75] zur Berücksichtigung der kompressiblen Eigenschaften der Strömung bei größeren Fluggeschwindigkeiten. Eine detaillierte Beschreibung von verschiedenen Traglinien- und Tragflächenverfahren wird z.B. von Schlichting und Truckenbrodt [75] und Ashley und Landahl [130] gegeben. Für eine genaue Bestimmung der Auftriebsverteilung und des induzierten Widerstands für nichtplanare Tragflügelgeometrien eignet sich z.B. das Mehrfachtraglinienverfahren von Horstmann [131]. Bei den Panelverfahren wird im Gegensatz zu den Traglinien- und Tragflächenverfahren das Dickenproblem behandelt. Starke Einschränkungen der potentialtheoretischen Verfahren ergeben sich im Bereich von Strömungen mit Ablösungen und im Bereich transsonischer Strömungen. Für die Berücksichtigung von Reibungseffekten ist eine Kopplung der potentialtheoretischen Verfahren mit einem Grenzschichtverfahren notwendig. Transsonische Strömungen mit ausgeprägten Diskontinuitäten in Form von Verdichtungsstößen können mit den potentialtheoretischen Verfahren nicht ausreichend genau simuliert werden.

### 4.2.2 Strukturmechanische Simulationsverfahren

Die strukturmechanischen Simulationsverfahren werden zur Bestimmung der Spannungen und Verformungen von Bauteilen verwendet. Weiterhin werden sie zur Dimensionierung der Struktur für verschiedene Belastungen (Lastfälle) und Berechnung der Strukturmasse eingesetzt.

Für Leichtbaustrukturen kommen im Flugzeugbau bevorzugt dünnwandige Bauteile zur Anwendung. Als dünnwandige Bauteile werden Bauteile verstanden, bei denen die Wanddicke wesentlich kleiner als die anderen Abmessungen ist. Leichtbaustrukturen müssen besonders im Hinblick auf die Vermeidung von Stabilitätsversagen wie z.B. Knicken und Beulen ausgelegt werden. Dazu werden oft Versteifungen wie z.B. Stringer und Pfosten verwendet.

Zur Berechnung von Leichtbaustrukturen wird in der Regel eine Bauteilidealisierung vorgenommen. In ihrem Buch stellen Dieker und Reimerdes [132] einige Idealisierungen vor. Eindimensionale Bauteilidealisierungen sind dabei der Stab, das Seil und der Balken. Als zweidimensionale Bauteilidealisierungen werden die Scheibe, die Platte, die Schale und das Schubfeld

genannt.

Die Leichtbaustrukturen von Tragflügeln stellen dreidimensionale Tragwerke dar und können auf verschiedene Art und Weise mit idealisierten Bauteilen modelliert werden. Eine einfache Möglichkeit der Bauteilidealisierung besteht darin den Tragflügel als einen Balken zu modellieren. Der Balken kann Längskräfte, Querkkräfte, Biegemomente und Torsionsmomente aufnehmen. Dabei können die Belastungen in Richtung der Balkenachse veränderlich sein. Die aus den Belastungen des Balkens folgenden Verformungen sind Längsdehnung, Biegung und Torsion. In der Balkentheorie werden der schubstarre und der schubweiche Balken unterschieden. Beim schubstarren Balken bleiben die Querschnittsflächen des Balkens bei einer Verformung entsprechend der Balkenhypothese von Bernoulli eben und rechtwinklig zur Balkenachse. Deshalb werden Balken mit dieser Balkenidealisierung als Bernoulli-Balken bezeichnet. Beim schubweichen Balken wird die Schubverformung der Balkenquerschnitte entsprechend der Theorie von Timoshenko [31] berücksichtigt. Diese Balken werden Timoshenko-Balken genannt.

Als weitere Bauteilidealisierung des Tragflügels ist der Schubfeldträger zu nennen, dessen Verhalten mit der Schubfeldtheorie beschrieben wird. Die Schubfeldtheorie kann nach Dieker und Reimerdes [132] zur Berechnung dünnwandiger, durch Gurte bzw. Stringer und Pfosten versteifter Tragflügelstrukturen eingesetzt werden. Schubfeldträger sind im allgemeinen aus ebenen oder gekrümmten Schubfeldern und Stäben aufgebaut. Dabei werden die Schubfelder sowohl bei ebenen als auch bei räumlichen Schubfeldträgern von den Stäben eingerahmt. Die Schubfelder übertragen nur in ihrer Ebene wirkende Schublasten und die Stäbe übernehmen die Längskräfte. Weiterhin werden bei der Modellierung der Schubfeldträger die Dehnsteifigkeiten der Schubfelder den benachbarten Stäben zugeschlagen. Die Krafteinleitung erfolgt ausschließlich an den Knotenpunkten, welche die Stäbe gelenkig miteinander verbinden.

Einfache strukturelle Simulationsverfahren verwenden die beschriebenen Bauteilidealisationen des Tragflügels als Balken oder Schubfeldträger. Bei der Anwendung dieser einfachen Simulationsverfahren ist eine aufwendige Übertragung der Steifigkeiten und Massenverteilungen von der realen Struktur auf die Bauteilidealisierung notwendig. Zusätzlich gilt es bei der Krafteinleitung der aerodynamischen Kräfte, der Schwer- und Trägheitskräfte die verschiedenen Kraftangriffspunkte zu berücksichtigen. Diese einfachen strukturellen Simulationsverfahren eignen sich zur Beschreibung des Biege- und Torsionsverhaltens von Flügeln im linearelastischen Bereich. Mit den einfachen Simulationsverfahren basierend auf Balkenmodellen oder Schubfeldträgern können keine Stabilitätsprobleme aufgrund einer fehlenden Modellierung von Versteifungen wie z.B. Stringern oder Rippen behandelt werden. Für eine Verwendung dieser Simulationsverfahren zur Dimensionierung des Tragflügels ist eine Validierung gegenüber realen Tragflügelstrukturen oder hochgenauen strukturellen Simulationsverfahren notwendig.

Hochgenaue strukturelle Simulationsverfahren basieren auf der Finite-Elemente-Methode (FEM) und verfügen über eine Datenbank verschiedener idealisierter Elementtypen, aus welchen die zu analysierende Tragflügelstruktur zusammengesetzt wird. Durch ein sinnvolles Auswählen der das Strukturverhalten beschreibenden Elementtypen und eine geeignete Anzahl der im Strukturmodell verwendeten Elemente wird eine hohe Genauigkeit bei der Vorhersage der auftretenden Spannungen und Verformungen erzielt. Mit steigender Anzahl der Elemente können an Unstetigkeitsstellen extrem hohe Spannungsspitzen auftreten, welche durch das Fließverhalten des Werkstoffes bei realen Strukturen abgebaut werden. Dieses Beispiel zeigt, daß mit zunehmender Auflösung der Struktur die Genauigkeit nur dann weiter zunimmt, wenn die Physik des lokalen Materialverhaltens in der Modellierung berücksichtigt wird.

Bei der Berechnung einer Struktur mit einem hochgenauen strukturellen Simulationsverfahren werden die lineare und die nichtlineare Analyse unterschieden. Eine lineare Analyse setzt gleichbleibende Steifigkeiten der Struktur, Beibehaltung der Kraftangriffsrichtung



und linearelastisches Materialverhalten während einer Belastung eines Bauteils voraus. Diese Näherung ist in der Regel bei kleinen Verformungen und bei Belastungen des Materials im linearelastischen Bereich zulässig. Führt die Verformung eines Bauteils unter einer Belastung zu einer nicht vernachlässigbaren Änderung der Bauteilsteifigkeit oder müssen die Änderungen in den Kraftangriffsrichtungen berücksichtigt werden, ist eine nichtlineare Analyse erforderlich. Gleiches gilt für die Analyse von nichtlinearen Materialien oder Belastungen im nichtlinearen Bereich eines Werkstoffs. Der Rechenaufwand für eine nichtlineare Analyse ist dabei deutlich größer als bei einer linearen Analyse.

Mit den hochgenauen strukturmekanischen Simulationsverfahren können auch Stabilitätsprobleme von Leichtbaustrukturen berücksichtigt werden. Dies erfordert einen großen zusätzlichen Rechenaufwand. Weiterhin eignen sich die hochgenauen Simulationsverfahren für eine Dimensionierung der Tragflügelstruktur mit Berücksichtigung von mehreren Lastfällen. Herausforderungen bei den hochgenauen strukturmekanischen Simulationsverfahren stellen die Berücksichtigung der Schwer- und Trägheitskräfte ausgehend von den Sekundärmassen und dem Kraftstoff und deren Krafteinleitung sowie die konservative Krafteinleitung der aerodynamischen Normal- und Tangentialkräfte auf die Tragflügelstruktur dar.

Die Nutzung der strukturmekanischen Simulationsverfahren erfolgt dabei in der Regel in enger Abstimmung mit den Zulassungsbehörden. Dies vereinfacht den Nachweis der strukturellen Festigkeit der verschiedenen Bauteile bei der Zulassung des Flugzeugs.

### 4.2.3 Auswahl der Simulationsverfahren für die Tragflügeloptimierung

Aus den vorgestellten Simulationsverfahren für die Aerodynamik und die Strukturmechanik des Tragflügels soll eine Auswahl für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung erfolgen. In Tabelle 4.2 sind für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung geeignete Simulationsverfahren entsprechend ihrer Genauigkeit aufgelistet. Für die Genauigkeit der Ergebnisse einer multidisziplinären Optimierung ist eine Kombination von Simulationsverfahren mit ähnlicher Genauigkeit in den betrachteten Fachdisziplinen anzustreben. Dies ist vor allem bei einer Berücksichtigung der Wechselwirkungen zwischen den betrachteten Disziplinen angebracht.

Statistische Verfahren basieren auf empirischen und semiempirischen Handbuchmethoden und eignen sich aufgrund ihres geringen Rechenaufwands und der geringen Anzahl benötigter Geometrieparameter für Analysen und Parameterstudien im Konzeptentwurf. Aufgrund der geringen Genauigkeit dieser Verfahren und den zur Verfügung stehenden Rechnerkapazitäten werden diese Methoden hier nicht für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung sondern für den Konzeptentwurf der Basiskonfiguration entsprechend Abschnitt 3.1 verwendet.

Die Simulationsverfahren mittlerer Genauigkeit verwenden physikalische Modellierungen in den einzelnen Disziplinen, welche einen mittleren Rechenaufwand benötigen. Dabei erfolgt die aerodynamische Simulation oft mit Verfahren, welche auf der Potentialgleichung, deren Vereinfachungen und den Grenzschichtgleichungen basieren. Die strukturmekanische Modellierung des Tragflügels erfolgt bei Simulationsverfahren mittlerer Genauigkeit mit Balkenmodellen oder Schubfeldträgern. Für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung von Verkehrsflugzeugflügeln ist die Genauigkeit des aerodynamischen Simulationsverfahrens im transsonischen Reiseflug von besonderer Bedeutung. Gerade bei der Simulation von transsonischen Strömungen mit Verdichtungsstößen gelangen die Simulationsverfahren mittlerer Genauigkeit an ihre Grenzen. Weiterhin müssen die aerodynamischen Simulationsverfahren mittlerer Genauigkeit aufgrund der Beschreibung reibungsfreier Strömungen mit einem Grenzschichtverfahren zur Bestimmung der reibungsbehafteten Widerstandsanteile gekoppelt werden. Mit diesem Vorgehen wird durch die zusätzliche Kopplung zwischen den verschiedenen aerodynamischen Simulationsverfahren eine aufwendigere Prozesskette und eine reduzierte Robustheit für die multidisziplinäre Trag-

<b>Statistische Verfahren</b>		
Aerodynamische Modellierung	Strukturmechanische Modellierung	Bemerkungen
empirische und semiempirische Handbuchmethoden	empirische und semiempirische Handbuchmethoden	Formeln und statistische Ansätze basieren auf Daten bereits existierender Flugzeuge
<b>Simulationsverfahren mittlerer Genauigkeit</b>		
Aerodynamische Modellierung	Strukturmechanische Modellierung	Bemerkungen
Potentialverfahren: - vollständige Potentialgleichung - Potentialgleichung kleiner Störungen - Panelverfahren - Tragflächenverfahren - Traglinienverfahren Kopplung mit Grenzschichtverfahren	Schubfeldträger Balkenmodelle: - Bernoulli-Balken - Timoshenko-Balken	reibungsfreie und drehungsfreie Strömungen Reibungseinfluß mit Grenzschichtverfahren  strukturmechanische Stabilitätsprobleme werden vernachlässigt
<b>Hochgenaue Simulationsverfahren</b>		
Aerodynamische Modellierung	Strukturmechanische Modellierung	Bemerkungen
Navier-Stokes-Verfahren - Wirbelviskositätsmodellierung - Reynolds-Spannungs-Modellierung Euler-Verfahren - Kopplung mit Grenzschichtverfahren	Finite-Elemente-Methode (FEM)	transsonische Strömungen mit Verdichtungsstößen Ablösungen bei Navier-Stokes Verfahren  verschiedene Elementtypen bei der Struktursimulation

Tabelle 4.2: Simulationsverfahren für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung.

flügeloptimierung erwartet.

Deshalb werden für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung hochgenaue Simulationsverfahren ausgewählt. Um sowohl die transsonische Tragflügelumströmung mit Verdichtungsstößen physikalisch genau zu simulieren als auch die reibungsbehafteten Widerstandsanteile zu erfassen, wird für die aerodynamische Simulation ein zeitlich gemittelttes Navier-Stokes-Verfahren (RANS) mit dem Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras [133] gewählt. Die physikalische Modellierung dieses hochgenauen Simulationsverfahrens wird in Abschnitt 5.1.3 detailliert beschrieben. Für die strukturmechanische Modellierung wird die Finite-Elemente-Methode verwendet. Damit erfolgt die Bestimmung der statisch aeroelastische Tragflügelverformungen und die Dimensionierung der Primärstruktur des Tragflügels mit hoher Genauigkeit. Die Grundidee der Finite-Elemente-Methode wird dazu in Abschnitt 5.1.5 beschrieben.

Mit zunehmender Anzahl und Genauigkeit der Simulationsmodelle im Rahmen einer multidisziplinären Tragflügeloptimierung steigt der Rechenaufwand stark an. Aus der ansteigenden Komplexität folgt auch die Notwendigkeit einer genaueren Problem- und Geometriebeschreibung und damit eine Zunahme der Entwurfparameter. Die zur Verfügung stehende Rechenzeit wird in den meisten Fällen zum begrenzenden Faktor.

## 4.3 Strömungs-Struktur-Kopplung

Die numerische Simulation der Interaktion von Strömung und Struktur wird entsprechend den Veröffentlichungen von Lam et al. [134] und Kamakoti und Shyy [135] allgemein in folgende drei Kategorien eingeteilt:

- stark gekoppelte Modelle,
- eng gekoppelte Modelle,
- schwach gekoppelte Modelle.

Bei den stark gekoppelten Modellen werden die Erhaltungsgleichungen durch die Kombination der Bewegungsgleichungen von Strömung und Struktur umformuliert und dann simultan gelöst. Im Gegensatz dazu werden bei eng und schwach gekoppelten Modellen die Strömung und die Struktur mit jeweils eigenen Verfahren simuliert. Die physikalische und geometrische Genauigkeit der eingesetzten Verfahren für die Strömungs- und Struktursimulation kann sich dabei unterscheiden. Weiterhin können verschiedene strukturierte und unstrukturierte Netze mit unterschiedlicher Auflösung verwendet werden. Für den Informationsaustausch zwischen den verwendeten Netzen ist eine Kopplungsmethode notwendig. Die eng gekoppelten Modelle vereinen alle für die Strömungs-Struktur-Kopplung notwendigen Programme in einem einzigen Modul. Bei den schwach gekoppelten Modellen geschieht die Simulation von Strömung, Struktur und Kopplung in eigenständigen Programmen.

Ein Überblick über die verwendeten Verfahren und Modelle der Strömungs-Struktur-Interaktion für aeroelastische Anwendungen wird von Kamakoti und Shyy [135] und von Guruswamy [136] gegeben. Dabei werden jeweils die verschiedenen Modelle zur Strömungssimulation, Struktursimulation und Kopplung mit zunehmender physikalischer und geometrischer Komplexität vorgestellt.

In der vorliegenden Arbeit wird für die Simulation der Strömungs-Struktur-Interaktion ein schwach gekoppeltes Modell verwendet, um die zur Verfügung gestellten hochgenauen aerodynamischen und strukturmechanischen Simulationsverfahren einbinden zu können. Das Ablaufdiagramm eines schwach gekoppelten Modells für die Strömungs-Struktur-Interaktion ist in Bild 4.2 schematisch dargestellt.

Der iterative Prozeß der Strömungs-Struktur-Interaktion beginnt bei schwach gekoppelten Modellen im allgemeinen mit einer Strömungssimulation. Als Ergebnis der konvergierten Strömungssimulation wird die Oberflächendruckverteilung des aerodynamischen Netzes dem Interpolationsprogramm der Strömungs-Struktur-Kopplung bereitgestellt. Das Interpolationsprogramm der Strömungs-Struktur-Kopplung interpoliert die Druckkräfte des aerodynamischen Oberflächennetzes auf das strukturmechanische Oberflächennetz. Weiterhin erfolgt auf dem strukturmechanischen Netz eine Berechnung der Knotenkräfte aus den auf die Oberfläche wirkenden Druckkräften.

Anschließend erfolgt eine strukturmechanische Analyse mit den Knotenkräften, welche die Verschiebungen der Knoten als Ergebnis liefert. Danach werden die Verschiebungen des strukturmechanischen Oberflächennetzes an das Interpolationsprogramm der Strömungs-Struktur-Kopplung übergeben. Das Interpolationsprogramm der Strömungs-Struktur-Kopplung interpoliert nun die Verformungen des strukturmechanischen Oberflächennetzes auf das aerodynamische Oberflächennetz. Im Anschluß erfolgt eine Netzdeformation des aerodynamischen Volumennetzes basierend auf den Verschiebungen des aerodynamischen Oberflächennetzes mit einem Netzdeformationsprogramm.

Entsprechend eines vorzugebenden Konvergenzkriteriums der Strömungs-Struktur-Kopplung wie z.B. der Auslenkung an der Flügelspitze wird eine Konvergenzprüfung des iterativen Kopp-

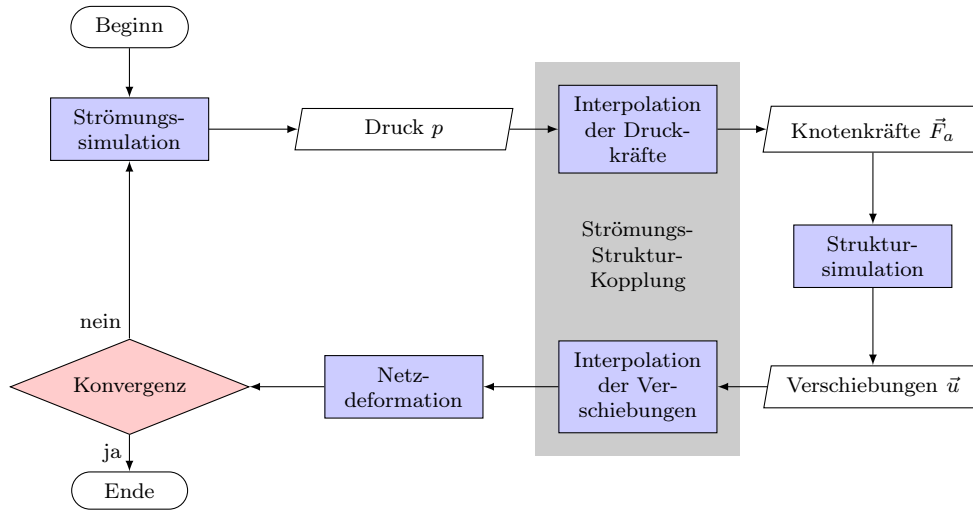


Bild 4.2: Ablaufdiagramm eines schwach gekoppelten Modells für die Strömungs-Struktur-Interaktion.

lungsprozesses vorgenommen. Sofern keine aeroelastische Divergenz vorliegt, wird die Prozeßkette der Strömungs-Struktur-Interaktion bis zur Erfüllung des Konvergenzkriteriums wiederholt durchlaufen. Mit Erreichen der Konvergenz der Prozeßkette entspricht die vorliegende Lösung der Simulationsverfahren dem statischen aeroelastischen Gleichgewicht innerhalb der mit der Konvergenzbedingung vorgegebenen Genauigkeit.

Die in dieser Arbeit verwendeten Programme für die Interpolation und die Deformation werden in den Abschnitten 5.1.8 und 5.1.9 vorgestellt. Eine Relaxation kann, wie in Abschnitt 5.1.10 beschrieben, die Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung positiv beeinflussen. Weiterhin werden in Abschnitt 5.3 die in dieser Arbeit verwendeten Konvergenzkriterien vorgestellt und Konvergenzverläufe der Strömungs-Struktur-Kopplung am Beispiel von gepfeilten Tragflügeln im Reiseflug gezeigt.

## 4.4 Zielfunktion der Optimierung

Die Flugzeughersteller und Fluggesellschaften haben das Ziel einen möglichst großen Gewinn zu erwirtschaften. Die Hersteller der modernen Verkehrsflugzeuge entwickeln und bauen Flugzeuge, welche die von den Fluggesellschaften angebotenen Transportleistungen mit möglichst geringen Kosten erreichen können. Es gilt hohe Nutzlasten mit möglichst großer Geschwindigkeit und maximaler Sicherheit umweltschonend zu transportieren. Ein Überblick über diese allgemein formulierten Ziele des Flugzeugentwurfs von Verkehrsflugzeugen wird in der Literatur zum Beispiel von Obert [137] gegeben. Obert gibt neben den Zielen des Flugzeugentwurfs auch die zugehörigen Nebenbedingungen an, auf die in diesem Zusammenhang nicht weiter eingegangen werden soll.

Die klassischen Ziele des multidisziplinären Entwurfs auf Gesamtflugzeugebene stellen die Minimierung der Flugzeugmasse  $m$  bzw. der maximalen Abflugmasse  $m_{MTO}$  und die Minimierung der direkten Betriebskosten (DOC) dar. Beispiele hierfür sind die Ausführungen in den Lehrbüchern von Torenbeek [4], Raymer [3], Jenkinson [138], Howe [139] und Kroo [140]. Dabei stellen die direkten Betriebskosten eines Flugzeugs die Kosten für den Betreiber dar, welche unmittelbar mit dem Betrieb verbunden sind und vom betrachteten Flugzeugtyp abhängen.

Neben diesen klassischen Zielen des Flugzeugentwurfs sind für die Fluggesellschaften be-

triebswirtschaftliche Größen, wie z.B. der Kapitalwert (NPV) einer Investition, von größerer Bedeutung für die Bewertung einer Flugzeugkonfiguration. Für eine Fluggesellschaft wichtige ökonomische Größen wie der Kapitalwert (NPV) einer Investition werden z.B. von Raymer [3] beschrieben und in aktuellen Veröffentlichungen wie z.B. von Wicke et al. [141] zum Vergleich verschiedener Flugzeugkonfigurationen verwendet. Eine Auflistung von für den multidisziplinären Flugzeugentwurf verwendbaren Zielfunktionen wird von Kroo [140] angegeben. Diese Liste enthält neben den bereits genannten Zielen die Minimierung der gesamten Betriebskosten, der Lebenszykluskosten (LCC) und die Maximierung der Kapitalrendite (ROI).

Eine weitere Formulierung einer Bewertungsfunktion zum Vergleich von Verkehrsflugzeugen wird z.B. von Kundu [142] unter dem Begriff des kundenorientierten Entwurfs (design for customer) beschrieben. Diese Bewertungsfunktion setzt sich aus den Verhältnissen der direkten Betriebskosten, der Anschaffungskosten und der Lieferfristen von zwei zu vergleichenden Flugzeugtypen zusammen. Dieser Ansatz stellt somit eine sich an den marktwirtschaftlichen Mechanismen orientierte Zielfunktion für die multidisziplinäre Optimierung von Verkehrsflugzeugen dar.

Grundsätzlich können die verschiedenen Zielfunktionen für einen multidisziplinären Entwurfs oder eine multidisziplinären Optimierung in leistungsorientierte und kostenbasierende Formulierungen eingeteilt werden. Als leistungsorientierte Formulierungen werden hier die Zielfunktionen verstanden, welche sich ausschließlich aus physikalischen Größen zur Beschreibung der Flugleistung zusammensetzen und somit direkt aus den Berechnungen und Simulationen einer physikalischen Modellierung des Flugzeugs folgen. Bei den kostenbasierenden Formulierungen bilden die physikalischen Größen in der Regel die Grundlage für die Berechnung von verschiedenen betriebswirtschaftlich relevanten Größen, welche in der Regel als Kosten dargestellt werden. Für die Herstellung eines Zusammenhangs zwischen den physikalisch meßbaren Größen und den betriebswirtschaftlichen Größen werden Kostenmodelle verwendet. Somit sind bei den kostenbasierenden Formulierungen neben der physikalischen Modellierung zusätzliche Modellierungsansätze für die Abschätzung der Kosten notwendig. Diese Kostenmodelle sind dabei von der betriebswirtschaftlichen Entwicklung innerhalb der zu erwartenden Nutzungsdauer des Flugzeugs abhängig.

Wie zu Beginn der Arbeit schon erwähnt wird, wurden die strategischen Ziele der europäischen Luftfahrtforschung in Form der „Vision 2020“ [1], [2] formuliert. Darin wird als ein grundlegendes Ziel die Reduzierung der  $CO_2$  Emissionen erklärt. Dies ist gleichbedeutend mit einer Senkung des Kraftstoffverbrauchs und entspricht damit einer ausschließlich auf physikalischen Größen basierenden Zielgröße.

Zum Erreichen dieser Ziele muß der Tragflügel des Verkehrsflugzeugs bei gegebenem Auftrieb einen möglichst geringen Widerstand aufweisen. Um eine große Transportleistung zu erzielen, sollte die Fluggeschwindigkeit möglichst groß sein. Es gilt also das Produkt aus Fluggeschwindigkeit und Gleitzahl  $V \cdot L/D$  zu maximieren.

Weiterhin sollte der Tragflügel eine möglichst kleine Masse  $m_W$  aufweisen und über ein ausreichendes Kraftstoffvolumen verfügen. Es ist auch genügend Bauraum im Tragflügel für die in den Start- und Landephase benötigten Hochauftriebssysteme vorzusehen.

Der Tragflügel soll eine möglichst geringe Größe und Komplexität aufweisen, um den Fertigungsaufwand und die damit verbundenen Herstellungskosten so gering wie möglich zu halten.

In den einzelnen Fachdisziplinen sind die relevanten Parameter und die jeweiligen Zielfunktionen bekannt. Zusätzlich ist die numerische Optimierung in den verschiedenen Disziplinen sehr weit fortgeschritten. Deshalb gilt es gerade die Wechselwirkungen zwischen den unterschiedlichen Disziplinen in weiterführenden Tragflügeloptimierungen zu berücksichtigen. Für die Optimierung des Tragflügels sind dazu disziplinübergreifende Zielfunktionen zu formulieren.

Ziel einer multidisziplinären Optimierung kann es nach Giesing und Barthelemy [54] sein:

- eine technisch realisierbare Lösung zu erhalten,
- einen vorhandenen Entwurf zu verbessern,
- das globale Optimum zu finden oder
- eine Reihe von Lösungen entlang einer Pareto-Front zu liefern.

Als Pareto-Front wird dabei die Menge aller nicht-dominierten Lösungen einer Mehrzieloptimierung bezeichnet. Dies bedeutet, daß die Lösungen entlang der Pareto-Front keine Verbesserung einer Zielgröße ohne die Verschlechterung einer anderen Zielgröße erlauben. Die Lösungen entlang der Pareto-Front stellen somit die Menge aller optimalen Lösungen einer nicht gewichteten Mehrzieloptimierung dar.

Als Zielfunktion im Bereich der multidisziplinären Tragflügeloptimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren wird in vielen Veröffentlichungen die Reichweite verwendet. Dabei wird aus dem Produkt aus Fluggeschwindigkeit und Gleitzahl  $V \cdot L/D$  und der Strukturmasse des Flügels  $m_W$  die Reichweite mit der Breguet'schen Reichweitenformel berechnet. Die Nebenbedingungen dieser multidisziplinären Tragflügeloptimierungen sind eine vorgegebene maximale Startmasse und ein in Form von Mach-Zahl, Flughöhe und Auftriebsbeiwert festgelegter Entwurfspunkt im Reiseflug. Beispiele hierfür sind die Arbeiten von Jameson, Leoviriyakit und Shankaran [65], Martins und Alonso [66] und Fazzolari [68].

Unter den Gesichtspunkten der Umwelt und der Kosten wird nach Green [143] in Zukunft der Kraftstoffverbrauch die höchste Priorität beim Luftverkehr einnehmen. Die Kraftstoffeffizienz zum Transport einer Nutzlast kann bei einer vorgegebenen Reichweite durch den auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauch  $V_F / (R m_P)$  angegeben werden. Der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch stellt damit eine gut geeignete Zielfunktion für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung dar.

In Anlehnung an die Veröffentlichungen im Bereich der multidisziplinären Tragflügeloptimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren werden in der vorliegende Arbeit ausschließlich auf physikalischen Größen basierende Zielfunktionen verwendet. Damit wird auf eine beliebig komplexe und von einer mit großen Unsicherheiten behafteten Modellierung der betriebswirtschaftlich relevanten Kosten verzichtet. Diese Vereinfachung wirkt sich auf die von der gewählten Zielfunktion abhängigen Ergebnisse der multidisziplinären Tragflügeloptimierungen aus. Das beschriebene Vorgehen kann dabei auch zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung mit einer kostenbasierenden Zielfunktion erweitert werden. Dazu ist dann zusätzlich eine entsprechende Modellierung der betriebswirtschaftlich relevanten Kosten erforderlich.

Als auf physikalischen Größen basierende Zielfunktionen sollen hier die aerodynamisch bedeutsame Gleitzahl  $L/D$ , die oft in der Literatur verwendete Reichweite  $R$  und der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch  $V_F / (R m_P)$  als Zielfunktion für die multidisziplinären Tragflügeloptimierungen verwendet werden. Die Wahl des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs spiegelt dabei die in Zukunft erwartete höchste Priorität des Kraftstoffverbrauchs beim Luftverkehr und ein wesentliches strategisches Ziel der europäischen Luftfahrtforschung wieder.

In der vorliegenden Arbeit werden für die Optimierung des Flügelprofils und der Verwindung in Abschnitt 6.2 und für die Optimierung des Flügelgrundrisses in Abschnitt 6.3.1 die Gleitzahl  $L/D$  als Zielfunktion verwendet. Die multidisziplinären Optimierungen des Flügelgrundrisses in Abschnitt 6.3.2 werden sowohl mit der Reichweite  $R$  als auch mit dem auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauch  $V_F / (R m_P)$  als Zielfunktion durchgeführt. Ein

Vergleich der Optimierungsergebnisse bei der Verwendung dieser unterschiedlichen Zielfunktionen ist ein wichtiger Bestandteil dieser Arbeit. Darüber hinaus erfolgt in Abschnitt 6.3.2 eine Bewertung der Ergebnisse der multidisziplinären Tragflügeloptimierungen im Hinblick auf die verschiedenen Zielfunktionen.

Mit zunehmender Anzahl der in der multidisziplinären Optimierung berücksichtigten Disziplinen und deren Wechselwirkungen wird es aufgrund der ebenfalls wachsenden Anzahl an Randbedingungen schwieriger eine anwendbare Lösung zu finden. Steigen gleichzeitig auch die Anforderungen an die Genauigkeit der Simulationsmodelle, nehmen Komplexität und Rechenaufwand deutlich zu. Die Aufgabe des effizienten Auffindens der optimalen Lösung im Rahmen einer multidisziplinären Optimierung wird vom Optimierungsalgorithmus übernommen.

## 4.5 Optimierungsstrategien

Als Optimierungsstrategie wird ein Vorgehen oder ein Algorithmus zur Extremwertsuche von funktionalen Zusammenhängen bezeichnet. Eine besondere Bedeutung hat der Suchalgorithmus in der numerischen Optimierung. Das Ziel der numerischen Optimierung ist es, das Optimum einer Funktion mit einer vorgegebenen numerischen Genauigkeit zu lokalisieren.

Die Optimierungsaufgabe besteht darin, die Vektoren der Entwurfparameter  $\vec{x}$  zu finden, bei denen die Zielfunktion der Optimierung  $F(\vec{x})$  einen Extremwert annimmt. Aus den gefundenen Extremwerten kann dann das globale Optimum bestimmt werden. Die allgemeine Formulierung der Optimierungsaufgabe lautet:

$$F(\vec{x}) \rightarrow \min \quad (4.1)$$

Dabei gilt es die folgenden Nebenbedingungen zu berücksichtigen:

$$\begin{aligned} x_{i,min} &< x_i < x_{i,max}, \quad i \in [1, \dots, n] \\ h(\vec{x}) &= 0 \\ g(\vec{x}) &\geq 0 \end{aligned} \quad (4.2)$$

Der Entwurfsraum wird somit durch den unteren Grenzwert  $x_{i,min}$  und den oberen Grenzwert  $x_{i,max}$  der einzelnen Entwurfparameter  $x_i$  festgelegt. Mit der Funktion  $h(\vec{x})$  werden die Nebenbedingungen der Entwurfparameter beschrieben, welche sich in einer Gleichung formulieren lassen. Die Funktion  $g(\vec{x})$  beinhaltet die Nebenbedingungen der Entwurfparameter, welche die Form einer Ungleichung annehmen.

Anzumerken sei, daß jede Maximalwertsuche durch Negieren oder Reziprokwertbildung der Zielfunktion  $F$  in eine Minimalwertsuche umformuliert werden kann. Für das globale Minimum gilt:

$$F(\vec{x}_{opt}) < F(\vec{x}), \quad \vec{x} \neq \vec{x}_{opt} \quad (4.3)$$

Eine vollständige Analyse des Gültigkeitsbereiches ist im allgemeinen nicht möglich. Die Aufgabe des Suchalgorithmus besteht in der effizienten Lokalisierung des globalen Minimums.

### 4.5.1 Numerische Optimierungsverfahren

Es existiert eine Vielzahl unterschiedlicher Verfahren zur numerischen Optimierung. Die Kenntnis der Eigenschaften der verschiedenen Algorithmen ist für die Auswahl von entscheidender Bedeutung. Eine Klassifizierung der Verfahren gibt eine Hilfestellung beim Auffinden der Vor-

und Nachteile. Die Bewertung im Hinblick auf die gestellte Optimierungsaufgabe wird anhand von noch festzulegenden Kriterien vorgenommen.

### Deterministische Verfahren

Die deterministischen Verfahren werden nach ihrer Ordnung unterschieden. Bei Verfahren mit 0. Ordnung werden die Werte der Zielfunktion zur Berechnung neuer Sätze an Entwurfsparametern benutzt. Zur Bewertung einzelner Parametersätze und Bestimmung der Suchrichtung werden lediglich die Funktionswerte der Zielfunktion verwendet.

Ein mehrdimensionales Verfahren dieser Klasse ist der Simplex-Algorithmus von Nelder und Mead [51]. Hierbei wird bei einem  $n$ -dimensionalen Vektor der Entwurfsparameter ein geometrischer Körper mit  $n + 1$  Eckpunkten aus den verschiedenen Kombinationen der Entwurfsparameter gebildet. Der Eckpunkt mit dem schlechtesten Funktionswert der Zielfunktion wird bei jeder Iteration am Mittelpunkt der verbleibenden Eckpunkte gespiegelt. Im Verlauf der Optimierung ändert der Simplex-Körper durch verschiedene Faktoren in Abhängigkeit der berechneten Zielfunktionswerte seine Form. Nähert sich die Zielfunktion dem Optimum kollabiert der mehrdimensionale Körper, indem alle Eckpunkte zusammenfallen.

Deterministische Verfahren 1. Ordnung verwenden neben den aufeinander folgenden Funktionswerten der Zielfunktion zusätzlich die aktuelle Richtungsinformation zur Berechnung eines neuen Satzes an Entwurfsparametern. Die Richtungsinformation ist in aller Regel der Gradient der Zielfunktion  $\nabla F(\vec{x})$  in Abhängigkeit der Entwurfsparameter im betrachteten Punkt. Deshalb werden die deterministischen Verfahren 1. Ordnung auch als Gradientenverfahren bezeichnet.

Bei den deterministische Verfahren 2. Ordnung wird eine Approximation der Zielfunktion mit einer Genauigkeit von 2. Ordnung zur Berechnung des neuen Satzes an Entwurfsparametern verwendet. Eine Möglichkeit besteht in der Entwicklung der Zielfunktion in einer Taylor-Reihe mit Abbruch nach dem Glied 2. Ordnung. Dafür werden neben dem Gradienten der Zielfunktion  $\nabla F(\vec{x})$  die Hesse-Matrix  $H$  zur Berechnung der neuen Entwurfsparameter benötigt. Diese Verfahren können nach ihrer Bestimmung oder Approximation der Hesse-Matrix unterschieden werden.

### Zufallsbasierende Verfahren

Diese Verfahren verwenden das Zufallsprinzip zur Generierung neuer Sätze von Entwurfsparametern. Dadurch besteht kein analytischer Zusammenhang zwischen dem Funktionswert der Zielfunktion und der Auswahl neuer Werte für die Entwurfsparameter.

Die zufallsbasierenden Verfahren eignen sich besonders zur Lokalisierung des globalen Optimums. Ihr Nachteil ist die meistens sehr hohe Anzahl an benötigten Funktionsaufrufen.

Wichtige Vertreter dieser Klasse sind die sogenannten Genetischen Algorithmen (GA). Die Entwicklung dieser Verfahren geht auf die Vererbungslehre aus der Biologie zurück. Dabei spielen die in der Natur beobachteten Prozesse von Leben, Fortpflanzung und Sterben der Organismen eine große Rolle. Ein Optimierungszyklus beinhaltet die Evaluierung der Zielfunktion aller Individuen einer Generation mit anschließender Selektion, Rekombination und Mutation. Die neue Generation setzt sich aus einer vom gewählten Verfahren abhängigen Mischung neuer und alter Individuen zusammen.

Aus dem Bereich der Physik ist das Verfahren der simulierten Abkühlung bekannt. Grundidee ist die Nachbildung eines Abkühlungsprozesses einer metallischen Schmelze. Dabei wird davon ausgegangen, daß das Metall beim Abkühlen den energetisch günstigsten Zustand annimmt.

Die Effizienz von Vogel- und Fischeschwärmen bei der Futtersuche sind das Vorbild der Partikel-Schwarm-Optimierung (PSO). Bei diesem Verfahren bewegt sich eine während der



Optimierung gleichbleibende Anzahl an Partikeln in einem Schwarm durch den Raum der Entwurfparameter. Ein Optimierungsschritt besteht aus der Bestimmung der Zielfunktion, der Berechnung des neuen Geschwindigkeitsvektors und der sich daraus ergebende neuen Position für jeden einzelnen Partikel. Dabei wird der Geschwindigkeitsvektor jedes einzelnen Partikels mit Informationen des Partikels selbst und des gesamten Schwarms in jedem Schritt modifiziert. Dadurch findet eine im Schwarm koordinierte Suche nach dem globalen Optimum statt.

#### 4.5.2 Auswahl des Optimierungsverfahrens für die Tragflügeloptimierung

Für die numerische Optimierung sind von Wild [70] Kriterien für die Anwendbarkeit von Optimierungsstrategien formuliert worden. Diese Kriterien sind in Tabelle 4.3 mit ihrer Definition angegeben.

Kriterium	Definition
Effizienz	Benötigte Anzahl an Funktionsaufrufen, bis eine konvergente Lösung mit einer vorgegebenen Genauigkeit erreicht ist
Globalität	Wahrscheinlichkeit für das Auffinden des globalen Optimums bei zufällig gewählten Startpunkten
Robustheit gegenüber Rauschen	Toleranz gegenüber einer mit Rauschen überlagerten Zielfunktion

Tabelle 4.3: Kriterien für die Anwendbarkeit von Optimierungsverfahren.

In der Arbeit von Wild [70] werden fünf verschiedene Optimierungsverfahren der unterschiedlichen Klassen anhand von drei Testfunktionen miteinander verglichen. Den Ergebnissen dieses Vergleichs sind in Tabelle 4.4 die Anforderungen an das Optimierungsverfahren zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung gegenübergestellt.

Optimierungsverfahren		Effizienz	Globalität	Robustheit
Deterministisches Verfahren 0. Ordnung	Subplex	+	+	+ ... + ++
Deterministisches Verfahren 1. Ordnung	Congra	++	--	- ... ++
Deterministische Verfahren 2. Ordnung	Conmin	- - ... +	- - ... -	--
	Extrem	+	- - ... +	+ ... ++
Zufallsbasiertes Verfahren	Sadd	--	+++	+
Anforderungen an die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung		++	+++	+++

Tabelle 4.4: Qualitativer Vergleich ausgewählter Optimierungsverfahren und Anforderungen an die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung.

Aus dieser qualitativen Bewertung der von Wild [70] untersuchten Optimierungsverfahren wird der Subplex-Algorithmus für die vorliegende Optimierungsaufgabe ausgewählt. Diese Wahl stellt einen guten Kompromiß zwischen Effizienz und Globalität dar, ohne auf die notwendige Robustheit gegenüber Rauschen verzichten zu müssen.



## 5 Prozeßkette zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung

In diesem Kapitel wird die Prozeßkette zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung vorgestellt und die verwendeten Modelle, Methoden und Simulationsverfahren beschrieben. Die Entwicklung der Prozeßkette bildet den Kern der vorliegenden Arbeit und ermöglicht im Zusammenhang mit der in Kapitel 3 entwickelten Basiskonfiguration und der in Kapitel 4 vorgenommenen Auswahl der Modelle und Simulationsverfahren die in Kapitel 6 vorgestellte Anwendung der multidisziplinären Tragflügeloptimierung. Weiterhin werden Konvergenzstudien des aerodynamischen und des strukturmechanischen Netzes vorgestellt. Auf die Bestimmung der Widerstandsanteile zur Beurteilung der Ergebnisse und die Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung wird ebenfalls eingegangen.

### 5.1 Beschreibung der Prozeßkette und ihrer Bestandteile

Die Prozeßkette besteht aus einer Reihe von automatisch nacheinander ablaufenden Programmen, welche durch den Optimierer einen numerischen Optimierungsprozeß zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung darstellt. Hierbei werden die Verformungen des Tragflügels unter den aerodynamischen Lasten und die Dimensionierung der Struktur berücksichtigt. Die Prozeßkette besteht aus folgenden Schritten:

- Aktualisierung des parametrischen CAD-Modells,
- Generierung des aerodynamischen Netzes,
- Generierung des strukturmechanischen Netzes,
- Strömungssimulation,
- Interpolation der Druckverteilung des aerodynamischen Oberflächennetzes auf das strukturmechanische Oberflächennetz und Berechnung der Knotenkräfte,
- Strukturmechanische Dimensionierung der Tragflügelstruktur,
- Strukturmechanische Deformationsberechnung (Strukturanalyse),
- Relaxation der Deformationen,
- Interpolation der Verformungen des strukturmechanischen Oberflächennetzes auf das aerodynamische Oberflächennetz,
- Deformation des aerodynamischen Volumennetzes,
- Konvergenzprüfung der Strömungs-Struktur-Kopplung,
- Übertragung der Ergebnisse der Tragflügelanalyse auf das Gesamtflugzeug und Auswertung der vorgegebenen Flugmission,

- Bewertung des Tragflügels durch Berechnung des Funktionswertes der Zielfunktion,
- Bestimmung neuer Werte der Entwurfparameter in Abhängigkeit des Zielfunktionswertes durch den Optimierer.

In Bild 5.1 ist der Ablauf der Prozeßkette dargestellt. Als Eingangsgrößen der multidisziplinären Tragflügelanalyse werden die Entwurfparameter verwendet. Diese Parameter beschreiben die Geometrie des Flügelgrundrisses und der Flügelprofile. Eine multidisziplinäre Tragflügelanalyse besteht aus der aerodynamischen und strukturmechanischen Simulation des Tragflügels, welche durch eine schwache Kopplung die Interaktionen von Strömung und Struktur beinhaltet.

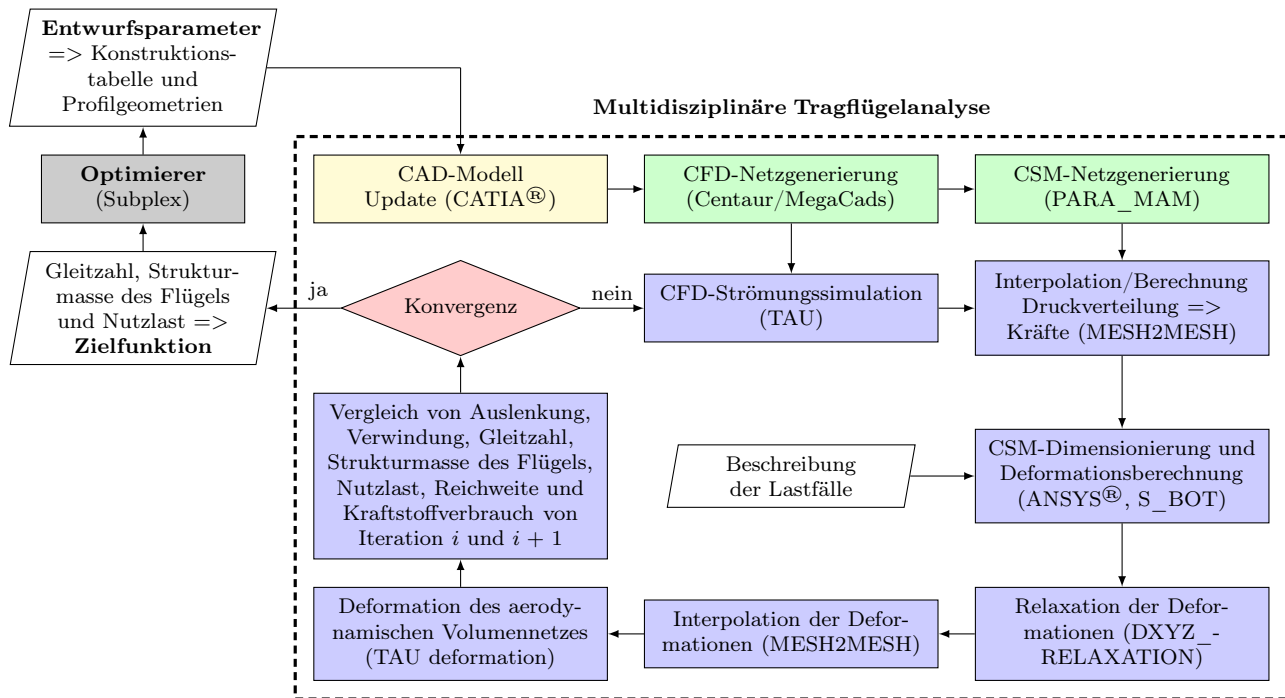


Bild 5.1: Ablaufdiagramm der verwendeten Prozeßkette.

Zur Bestimmung der Flugleistung im Reiseflug wird das aeroelastische Gleichgewicht iterativ ermittelt. Dies ist erreicht, wenn die Flügelverformung, die aerodynamischen Beiwerte und die Strukturmasse des Flügels ausreichend konvergiert sind. Dabei ist eine Dimensionierung der Tragflügelstruktur mit einer Beschreibung der Lastfälle als Eingangsgröße eingeschlossen. Aus Gründen des hohen Rechenaufwands werden die aerodynamischen Lasten und Lastverteilungen aller hier betrachteten Lastfälle aus der Strömungssimulation des Reiseflugs abgeleitet. Das Ergebnis der iterativen Strömungs-Struktur-Kopplung ist der verformte und dimensionierte Tragflügel im aeroelastischen Gleichgewicht. Die physikalischen Ausgabegrößen einer multidisziplinären Tragflügelanalyse sind Gleitzahl, Strukturmasse des Flügels, Nutzlast, Reichweite und Kraftstoffverbrauch des Flugzeugs mit dem betrachteten Tragflügel.

Der Optimierer bestimmt ausgehend von den Funktionswerten der gewählten Zielfunktion die neuen Werte der Entwurfparameter. Damit bildet die Prozeßkette eine geschlossene Optimierungsschleife. Das Ergebnis der Prozeßkette ist die optimierte Tragflügelgeometrie im Hinblick auf die gewählten Entwurfparameter und die betrachtete Zielfunktion. Für den Einsatz der Prozeßkette zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung sind hohe Rechengeschwindigkeit und Robustheit der einzelnen Programme erforderlich.

### 5.1.1 Flugmission

Für die Bewertung der Flugleistung im Reiseflug soll ein einfaches Modell der Flugmission verwendet werden. In der Literatur findet man solche Modelle im Bereich des Konzeptentwurfs z.B. von Raymer [3] oder Roskam [6]. Die hier gewählte Flugmission besteht aus 5 Segmenten. In Tabelle 5.1 sind die gewählten Massenverhältnisse  $m_f/m_i$  angegeben. Dabei beschreiben die Massenverhältnisse  $m_f/m_i$  die Verhältnisse der Flugzeugmasse am Ende gegenüber dem Anfang des betrachteten Missionssegments infolge der abnehmenden Kraftstoffmasse.

Nr.	Missions-segment	Massen-verhältnis	Ref.
1	Start	$(m_1/m_0)=0.980$	[3]
2	Steigflug	$(m_2/m_1)=1.0065 - 0.0325 Ma_{cr}$	[3]
3	Reiseflug	$(m_3/m_2)=$ mit Prozeßkette	
4	Sinkflug	$(m_4/m_3)=0.993$	[3]
5	Landung	$(m_5/m_4)=0.995$	[3]

Tabelle 5.1: Verwendete Massenverhältnisse der einzelnen Missionssegmente.

Im Flug wird Kraftstoff in den Triebwerken zur Erzeugung von Schubkraft verbrannt und in der Schubdüse des Kerntriebwerks ausgestoßen. Das Flugzeuggewicht  $W$  nimmt somit entsprechend folgender Gleichung ab:

$$\frac{dW}{dt} = -\frac{dm_F}{dt} g \quad (5.1)$$

Das Verhältnis der pro Zeiteinheit im Triebwerk umgesetzten Kraftstoffmasse  $dm_F/dt$  zur erzeugten Schubkraft  $T$  bezeichnet man entsprechend Gleichung 5.2 als den spezifischen Kraftstoffverbrauch  $SFC$ . Der spezifische Kraftstoffverbrauch ist neben dem Schub die wichtigste Kenngröße eines Triebwerks und ist wesentlich von den Flugbedingungen (Flughöhe  $H$ , Mach-Zahl  $Ma$ ) abhängig.

$$SFC = \frac{dm_F}{dt} \frac{1}{T} \quad (5.2)$$

Für den stationären Reiseflug wird angenommen, daß der Auftriebsvektor  $\vec{L}$  und der Gewichtsvektor  $\vec{W}$  den gleichen Betrag haben und genau entgegengerichtet sind. Weiterhin wird die Annahme gemacht, daß der Widerstandsvektor  $\vec{D}$  den gleichen Betrag wie der Schubvektor  $\vec{T}$  besitzt und diesem ebenfalls genau entgegengerichtet ist. Weil der Widerstandsvektor definitionsgemäß senkrecht zum Auftriebsvektor ausgerichtet ist, gilt dies ebenfalls für den Schubvektor.

$$\begin{aligned} \vec{L} + \vec{W} &= 0 \\ \vec{D} + \vec{T} &= 0 \end{aligned} \quad (5.3)$$

Der Auftriebsvektor steht definitionsgemäß senkrecht zum Vektor der Geschwindigkeit. Aus der Definition des Auftriebsbeiwerts und Gleichung 5.3 folgt für die Geschwindigkeit:

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{1}{C_L} \frac{W}{S}} \quad (5.4)$$

Setzt man Gleichung 5.2 und 5.3 in Gleichung 5.1 ein und berücksichtigt  $V = ds/dt$ , erhält man folgende Gleichung:

$$ds = -\frac{1}{g} \frac{V}{SFC} \frac{L}{D} \frac{1}{W} dW \quad (5.5)$$

Die Reichweite des Flugzeugs im stationären Geradeausflug läßt sich nun durch Integration von Gleichung 5.5 berechnen. In der Literatur werden z.B. von Nygren und Schulz [144] drei verschiedene Lösungen dieser Gleichung angegeben. Diese Lösungen werden mit den zugehörigen Flugbedingungen in Tabelle 5.2 aufgelistet.

Flugbedingung	Formel
konstante Flughöhe und konstanter Anstellwinkel ( $\rho = konst.$ ; $C_L, C_D = konst.$ )	$R = \frac{1}{SFC} \frac{2\sqrt{2}}{\sqrt{g\rho S}} \frac{\sqrt{C_L}}{C_D} (\sqrt{m_2} - \sqrt{m_3})$
konstante Geschwindigkeit und konstanter Anstellwinkel ( $V = konst.$ ; $C_L, C_D = konst.$ )	$R = \frac{1}{g} \frac{V}{SFC} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{m_2}{m_3}$
konstante Flughöhe und konstante Geschwindigkeit ( $\rho = konst.$ ; $V = konst.$ )	$R = \frac{1}{g} \frac{V}{SFC} \sqrt{\frac{\pi e A}{C_{D_0}}} \left( \arctan \left( \frac{g m_2}{q S \sqrt{\pi e A C_{D_0}}} \right) - \arctan \left( \frac{g m_3}{q S \sqrt{\pi e A C_{D_0}}} \right) \right)$

Tabelle 5.2: Überblick über verschiedene Formeln zur Bestimmung der Reichweite.

Bei der Bestimmung der Reichweite mit der Flugbedingung konstanter Flughöhe und konstantem Anstellwinkel wird Gleichung 5.4 zur Herleitung der in Tabelle 5.2 vorgestellten Formel verwendet. Die Reichweite für den Flug mit konstanter Flughöhe und konstanter Geschwindigkeit wird hier unter der Annahme einer parabolischen Widerstandspolare mit  $C_D = C_{D_0} + C_L^2 / (\pi e A)$  angegeben.

Untersuchungen der drei Formeln für die Abschätzung der Reichweite haben ergeben, daß die Annahmen konstante Geschwindigkeit und konstanter Anstellwinkel den realen Flugprofilen von Verkehrsflugzeugen im Liniendienst am nächsten kommen. Zur Bestimmung der Reichweite wird deshalb die Reichweitenformel mit der Flugbedingung konstanter Geschwindigkeit und konstantem Anstellwinkel entsprechend folgender Gleichung verwendet:

$$R = \frac{1}{g} \frac{V}{SFC} \frac{L}{D} \ln \frac{m_2}{m_3} \quad (5.6)$$

Diese Formel ist auch unter dem Begriff „Breguet’sche Reichweitenformel“ bekannt. Die Fluggeschwindigkeit  $V$  wird aus der Mach-Zahl im Reiseflug und der Flughöhe berechnet. Der spezifische Kraftstoffverbrauch  $SFC$  wird während des Reiseflugs als konstant angenommen. Mit der Prozeßkette werden die Gleitzahl  $L/D$  bei vorgegebenem Auftriebsbeiwert  $C_L$  und die Strukturmasse des Flügels  $m_W$  bestimmt. Weiterhin entspricht die betrachtete Flugmission der Auslegungsmission. Daraus folgt, daß die Startmasse  $m_0$  der maximalen Startmasse  $m_{MTO}$  entspricht. Dabei bildet die maximale Startmasse  $m_{MTO}$  die Summe aus der Strukturmasse ohne Flügel  $m_{Res}$ , der Strukturmasse des Flügels  $m_W$ , der Nutzlast  $m_P$ , der Kraftstoffmasse  $m_F$  und der Reservekraftstoffmasse  $m_{F,res}$ :

$$m_{MTO} = m_{Res} + m_W + m_P + m_F + m_{F,res} \quad (5.7)$$

Entsprechend dem der multidisziplinären Tragflügeloptimierung zugrundeliegenden Konzeptentwurf der Basiskonfiguration von Abschnitt 3.1, wird die maximale Startmasse  $m_{MTO}$  als

konstant angenommen. Weiterhin folgt die Annahme eines konstanten Strukturmassenverhältnisses ohne Flügel  $m_{Res}/m_{MTO}$  aus der Begrenzung der multidisziplinären Optimierung auf den Tragflügel. Gemäß der einfachen Modellierung der Flugmission wird auch für den Reservekraftstoffanteil  $m_{F,res}/m_F$  ein konstanter Wert vorgegeben. Die Kraftstoffmasse  $m_F$  entspricht hierbei der für die Auslegungsmission benötigten Kraftstoffmasse und wird mit folgender Formel bestimmt:

$$m_F = m_0 - m_5 = m_{MTO} - m_5 \quad (5.8)$$

Mit der Reichweitenformel 5.6 kann in Abhängigkeit von der gewählten Zielfunktion die Reichweite  $R$  bei gegebener Nutzlast  $m_P$  oder der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch  $V_F/(R m_P)$  bei vorgegebener Reichweite  $R$  und sich ergebender Nutzlast  $m_P$  berechnet werden. Die für die Berechnung notwendigen Formeln sind in Tabelle 5.3 für die Optimierung mit der Reichweite als Zielfunktion und in Tabelle 5.4 für die Optimierung mit dem Kraftstoffverbrauch als Zielfunktion zusammengefaßt.

Zielfunktion	Reichweite
Gegebene Größe	Nutzlastverhältnis $m_P/m_{MTO}$
Variable Größe	Reichweite $R$
Massenverhältnis Mission $m_5/m_{MTO}$	$\frac{m_5}{m_{MTO}} = 1 - \frac{1-(m_P/m_{MTO})-(m_{Res}/m_{MTO})-(m_W/m_{MTO})}{1+(m_{F,res}/m_F)}$
Massenverhältnis Reiseflug $m_3/m_2$	$\frac{m_3}{m_2} = \frac{(m_5/m_{MTO})}{(m_1/m_{MTO})(m_2/m_1)(m_4/m_3)(m_5/m_4)}$
Massenverhältnis Kraftstoff $m_F/m_{MTO}$	$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - \frac{m_5}{m_{MTO}}$
Reichweite $R$	$R = \frac{1}{g} \frac{V}{SFC} \frac{L}{D} \ln \frac{m_2}{m_3}$

Tabelle 5.3: Verwendete Formeln zur Bestimmung der Reichweite.

Dies bedeutet für die Optimierung mit der Reichweite als Zielfunktion, daß eine Reduzierung der Strukturmasse des Flügels zu einem größeren Kraftstoffmassenanteil  $m_F/m_{MTO}$  für die Flugmission führt. Daraus folgt ein größeres Massenverhältnis  $m_2/m_3$  in der Reichweitenformel, welches mit den Massenverhältnissen aus Tabelle 5.1 berechnet wird.

Für die Optimierung mit dem Kraftstoffverbrauch als Zielfunktion, wird mit der Reichweitenformel und den Massenverhältnissen aus Tabelle 5.1 der Kraftstoffmassenanteil für die Flugmission  $m_F/m_{MTO}$  bestimmt. Damit kann unter Berücksichtigung der schon bekannten Massenverhältnisse das sich ergebende Nutzlastverhältnis  $m_P/m_{MTO}$  ausgerechnet werden. Aus dem Kraftstoffmassenanteil  $m_F/m_{MTO}$ , der Reichweite  $R$  und dem Nutzlastverhältnis  $m_P/m_{MTO}$  folgt dann der Kraftstoffverbrauch für die Mission.

Bei der Tragflügeloptimierung sind unterschiedliche Ergebnisse für die Optimierung mit der Reichweite als Zielfunktion und für die Optimierung mit dem Kraftstoffverbrauch als Zielfunktion zu erwarten.

## 5.1.2 Parametrisches CAD-Modell

Entsprechend der Ausführungen in Abschnitt 4.1.1 bietet ein CAD-System für die multidisziplinäre Optimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren die meisten Möglichkeiten, komplexe Geometrien zu erzeugen und diese von Parametern gesteuert zu variieren.

Zielfunktion	Kraftstoffverbrauch
Gegebene Größe	Reichweite $R$
Variable Größe	Nutzlastverhältnis $m_P/m_{MTO}$
Massenverhältnis Reiseflug $m_3/m_2$	$\frac{m_3}{m_2} = e^{-\frac{q SFC R}{V(L/D)}}$
Massenverhältnis Mission $m_5/m_{MTO}$	$\frac{m_5}{m_{MTO}} = \frac{m_3}{m_2} \frac{m_1}{m_{MTO}} \frac{m_2}{m_1} \frac{m_4}{m_3} \frac{m_5}{m_4}$
Massenverhältnis Kraftstoff $m_F/m_{MTO}$	$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - \frac{m_5}{m_{MTO}}$
Massenverhältnis Nutzlast $m_P/m_{MTO}$	$\frac{m_P}{m_{MTO}} = 1 - \frac{m_{Res}}{m_{MTO}} - \frac{m_W}{m_{MTO}} - \left(1 + \frac{m_{F,res}}{m_F}\right) \frac{m_F}{m_{MTO}}$
Kraftstoffverbrauch $V_F/(R m_P)$	$\frac{V_F}{R m_P} = \frac{m_F}{\rho_F R m_P}$

Tabelle 5.4: Verwendete Formeln zur Bestimmung des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs.

Für die Beschreibung und Veränderung der Geometrie wird deshalb ein parametrisches CAD-Modell verwendet. Dies wird mit der kommerziellen Software CATIA® V5 [145] erstellt.

Im Zusammenhang dieser Arbeit sollen drei Methoden zur Geometrieerzeugung und Modifikation kritisch gegenübergestellt werden. Die Methode I entspricht dem klassischen Vorgehen, ein Modell zu konstruieren und geeignete Parameter für die Geometrieänderung zu definieren. Hierbei werden die definierten Parameter in einer Konstruktionstabelle abgelegt. Geometrieänderungen sind durch eine Aktualisierung des Modells mit den in der Konstruktionstabelle abgelegten Parametern möglich. Die Aktualisierung eines bestehenden CAD-Modells mit einem neuen Parametersatz erfordert dabei wenig Rechenzeit.

Die CAD-Software CATIA® V5 verfügt über eine eigene Makrosprache (CATScript) und über Visual-Basic-Script-Schnittstellen (CATVBS). In dem Lehrbuch von Ziethen [146] wird die Anwendung der Makrosprache ausführlich beschrieben.

Bei der Methode II wird die Konstruktion des CAD-Modells durch ein Makro durchgeführt. Ein Makro ist dabei eine in der entsprechenden Makrosprache implementierte Abfolge von Anweisungen zur automatischen Befehlsausführung innerhalb eines Computerprogramms. Die verwendeten Parameter für die Geometriebeschreibung können hier auch Änderungen der Topologie beinhalten. Hier enthält das Makro die in Methode I vom Anwender vorgegebene Konstruktionsvorschrift zur Erzeugung der Geometrie in Form von implementierten Konstruktionsanweisungen. Die Makroprogrammierung benötigt einen deutlich höheren Zeitaufwand als die Konstruktion über die graphische Oberfläche in CATIA® V5. Dabei ist der Rechenaufwand zur neuen Erstellung eines CAD-Modells viel höher als die Aktualisierung eines bereits bestehenden CAD-Modells.

Die Methode III stellt eine Kombination aus Methode I und Methode II dar. Zuerst werden Baugruppen parametrisch konstruiert und in einer Bibliothek abgelegt. Diese werden von Ledermann, Ermanni und Kelm [147] als User Defined Features (UDFs) bezeichnet. Ein Makro steuert nun die Auswahl, Zusammensetzung und Parametervorgabe der einzelnen Baugruppen. Diese Methode wird in [147] zur automatischen Modellierung der Flügelstruktur gegenüber anderen Methoden empfohlen. Die Verwendung von Methode III stellt hohe Anforderungen an die CATIA® V5 Kenntnisse und benötigt einen großen Zeitaufwand für die Erzeugung der parametrischen Baugruppen.



In Tabelle 5.5 wird eine Bewertung der drei vorgestellten Methoden zur Geometrierzeugung und -änderung vorgenommen. Dies zeigt die Vor- und Nachteile der verschiedenen Methoden und gibt wichtige Hinweise für die Anwendbarkeit in einer multidisziplinären Optimierung.

Methode	I	II	III
<b>Geometrierzeugung</b>			
Flexibilität	sehr hoch	mittel	mittel
Automatisierung	schlecht	gut	mittel
Parameterdefinition	Anwender	Makro u. Anwender	Makro u. Anwender
Konstruktionsaufwand	sehr hoch	gering	mittel
Programmieraufwand	gering	hoch	mittel
Zeitaufwand	hoch	gering	mittel
<b>Geometrieänderung</b>			
Flexibilität	gering	mittel	mittel
Rechenzeit	gering	hoch	mittel

Tabelle 5.5: Bewertung der Methoden zur Geometrierzeugung und -änderung.

Hier wird zur Erzeugung eines parametrischen Drahtmodells ein Programm verwendet, welches CATIA® V5 über die COM-Schnittstelle ansteuert. Als Parametrisierung wird dabei die auf der XML-Sprache basierende Beschreibung des „Common Parametric Aircraft Configuration Scheme“ (CPACS) aus dem DLR-Projekt „Technology Integration for the Virtual Aircraft“ (TIVA [9]) eingesetzt. Das Drahtmodell bildet dabei eine Beschreibung der Geometrie in Form von Linien und Kurven.

Aufbauend auf dem parametrischen Drahtmodell werden anschließend die Flächen mit der graphischen Oberfläche von CATIA® V5 konstruiert. Zusätzlich wird eine Konstruktionstabelle für die während der Optimierung zu verändernden Parameter definiert. Weiterhin wird ein CATIA® V5 Makro erstellt, welches die verwendeten Tragflügelprofile austauscht. Dieses Makro greift über die Visual-Basic-Script-Schnittstelle (CATVBS) auf CATIA® V5 zu. Die Geometrie der Tragflügelprofile wird ebenfalls im CPACS-Format an das Makro zum Austauschen der Profile übergeben.

Dieses Vorgehen entspricht der Methode I zur Änderung der Geometrie. Weiterhin stellt dies eine Kombination von Methode II zur Geometrierzeugung einzelner Baugruppen und Methode I zur Geometrieänderung des gesamten Modells dar. Das kombinierte Vorgehen ist aufgrund der geringen Rechenzeit zur Änderung der Geometrie für die Anwendung in einer Optimierungskette geeignet.

## Flügelgrundriß

Der Flügelgrundriß eines Verkehrsflugzeugs kann am einfachsten mit einem Doppeltrapez beschrieben werden. Die Geometrie des Flügels im Bereich des Flügel-Rumpf-Übergangs und der Flügelspitze weicht oft von dieser einfachen Beschreibung ab. Die in diesen Bereichen vorherrschenden dreidimensionalen Strömungszustände führen im fortgeschrittenen Entwurfsprozeß des Tragflügels zu detailoptimierten und komplexen Flügelgeometrien. Auf die Optimierung dieser Bereiche soll vorerst verzichtet werden.

Der Tragflügelgrundriß soll hier nochmals vereinfacht als Einfachtrapez entsprechend der Beschreibung von Abschnitt 3.1.3 angenommen werden. Dieser Trapezflügel wird aus 7 Sektionen aufgebaut. In jeder Sektion wird ein Flügelprofil vorgegeben. Die Flächen des Tragflügels

werden mit einem linearen Strak zwischen jeweils 2 Sektionen erzeugt. Jeder Strak wird von der Flügelvorderkante und aufgrund einer stumpfen Hinterkante von zwei Hinterkanten geführt. Der Flügelgrundriß wird dabei entsprechend Bild 3.7 und Tabelle 3.6 mit folgenden Parametern beschrieben:

- Streckung  $A$ ,
- Pfeilwinkel der Vorderkante  $\varphi_{LE}$ ,
- Zuspitzung  $\lambda$ ,
- Verwindung  $\varepsilon = \varepsilon_{jig}$  und
- V-Stellung  $\nu$ .

Aufgrund der sich in Spannweitenrichtung ändernden lokalen Auftriebsbeiwerte, der Pfeilflügeleffekte und der dreidimensionalen Strömung im Flügelwurzel- und Flügelspitzenbereich sind verschiedene Flügelprofile notwendig.

## Flügelprofil

Die verschiedenen Parametrisierungsmethoden des Flügelprofils werden in Abschnitt 4.1.2 beschrieben. Weiterhin wird dort die CST-Parametrisierungsmethode von Kulfan [116], [117] für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung ausgewählt. In den folgenden Ausführungen soll die verwendete CST-Parametrisierungsmethode im Detail beschrieben und auf die programmtechnische Umsetzung näher eingegangen werden.

Das von Sattler [120] entwickelte Profilparametrisierungsprogramm berechnet eine beliebige Anzahl von Profilkpunkten aus den CST-Parametern und erzeugt eine Ausgabedatei im CPACS-Format. Weiterhin können mit diesem Programm die CST-Parameter eines vorgegebenen Tragflügelprofils bestimmt werden. Diese Funktionalität wird für die Vorgabe von bekannten Profilgeometrien im Rahmen der Tragflügeloptimierung verwendet. Für die Variation der Profilform mit der CST-Parametrisierungsmethode wird dieses Programm in die Prozeßkette integriert.

Die CST-Methode beschreibt die Profilober- (Index  $u$ ) und Profilunterseite (Index  $l$ ) mit den Gleichungen 5.9 und 5.10.

$$\frac{z_u}{c} = C_{1.0}^{0.5} S_u + \left( \frac{z_{TE}}{c} \right)_u \frac{x}{c} \quad (5.9)$$

$$\frac{z_l}{c} = C_{1.0}^{0.5} S_l + \left( \frac{z_{TE}}{c} \right)_l \frac{x}{c} \quad (5.10)$$

Hierbei ist  $C_{1.0}^{0.5}$  die sogenannte „Class Function“. Sie ist für Profilgeometrien mit runder Nase und spitzer Hinterkante in Gleichung 5.11 definiert.

$$C_{1.0}^{0.5} = \left( \frac{x}{c} \right)^{0.5} \left( 1 - \frac{x}{c} \right)^{1.0} \quad (5.11)$$

Die mit „Shape Function“ bezeichneten Ausdrücke  $S_u$  und  $S_l$  beschreiben den Verlauf der Profilkontur. Dazu werden Bernstein-Polynome mit vorzugebenden Ordnungen  $N_u$  für die Profilober- und  $N_l$  für die Profilunterseite nach Gleichung 5.12 verwendet.

$$\begin{aligned}
 S_u &= \sum_{i=0}^{N_u} (B_i)_u \frac{N_u!}{i!(N_u-i)!} \left(\frac{x}{c}\right)^i \left(1 - \frac{x}{c}\right)^{N_u-i} \\
 S_l &= \sum_{j=0}^{N_l} (B_j)_l \frac{N_l!}{j!(N_l-j)!} \left(\frac{x}{c}\right)^j \left(1 - \frac{x}{c}\right)^{N_l-j}
 \end{aligned} \tag{5.12}$$

Dabei sind die Koeffizienten  $(B_i)_u$  und  $(B_j)_l$  die Parameter der CST-Profilparametrisierung. Die Anzahl der Parameter ist  $N_u + 1$  für die Profilober- und  $N_l + 1$  für die Profilunterseite. Der letzte Term in Gleichung 5.9 und 5.10 beschreibt die Hinterkantendicke des Profils. Die Randwerte der Funktionen  $S_u$  und  $S_l$  stehen in direktem Zusammenhang mit dem Nasenradius  $r_{LE}$ , der Hinterkantendicke  $z_{TE}$  und dem Hinterkantenwinkel  $\beta$ . Dieser Zusammenhang wird in den Gleichungen 5.13 und 5.14 angegeben.

$$\begin{aligned}
 S_u(0) &= \sqrt{2 \left(\frac{r_{LE}}{c}\right)_u} \\
 S_l(0) &= \sqrt{2 \left(\frac{r_{LE}}{c}\right)_l}
 \end{aligned} \tag{5.13}$$

$$\begin{aligned}
 S_u(1) &= \tan \beta_u + \left(\frac{z_{TE}}{c}\right)_u \\
 S_l(1) &= \tan \beta_l + \left(\frac{z_{TE}}{c}\right)_l
 \end{aligned} \tag{5.14}$$

Kulfan [116], [117] beschreibt die Verwendung der Bernsteinpolynome für die „Shape Function“ zur Parametrisierung von Flügelprofilen. Hierbei werden die Geometrie, die Steigung und die Krümmung des Profils mit einer Bernstein-Polynomordnung (BPO) von BPO6 bis BPO9 sehr gut wiedergegeben. Die zugehörige Druckverteilung und die daraus resultierenden aerodynamischen Kräfte werden gleichfalls gut wiedergegeben. Für die aerodynamische Profilloptimierung ist eine Bernstein-Polynomordnung von BPO4 bis BPO6 im Hinblick auf eine möglichst geringe Anzahl von Profilparametern ausreichend. Die Arbeiten von Sattler [120] und Kunze [122] bestätigen diese Aussagen.

In Bild 5.2 ist das Profil RAE2822 mit einer Bernstein-Polynomordnung von BPO4 für die Profilober- und Unterseite parametrisiert. Um den Einfluß der Bernstein-Polynomkoeffizienten zu veranschaulichen, sind die Profile mit einem um jeweils 0.05 geänderten Polynomkoeffizienten  $(B_1)_u$  und  $(B_5)_u$  abgebildet. Die Profile werden anschließend auf die ursprüngliche relative Profildicke skaliert. Der Einflußbereich der Profilparameter ist dabei gut zu erkennen. Mit dem Bernstein-Polynomkoeffizienten  $(B_1)_u$  verändert sich die Profilkontur der Oberseite in der Nähe der Nase. Der Bernstein-Polynomkoeffizient  $(B_5)_u$  verändern den Verlauf der Profiloberseite im Bereich der Profilhinterkante. Die Vergrößerung des Betrags eines Bernstein-Polynomkoeffizienten bewirkt eine lokale Aufdickung der Profilkontur gegenüber dem Ausgangsprofil. Eine Verringerung des Betrags erzielt genau das Gegenteil. Der Wertebereich der Bernstein-Polynomkoeffizienten liegt zwischen 0 und 1. Die Profilkontur läßt sich somit mit einer geringen Anzahl von Parametern lokal verändern. Weiterhin ist die Profilkontur der parametrisierten Profile mit Ausnahme der Hinterkante tangential- und krümmungstetig.

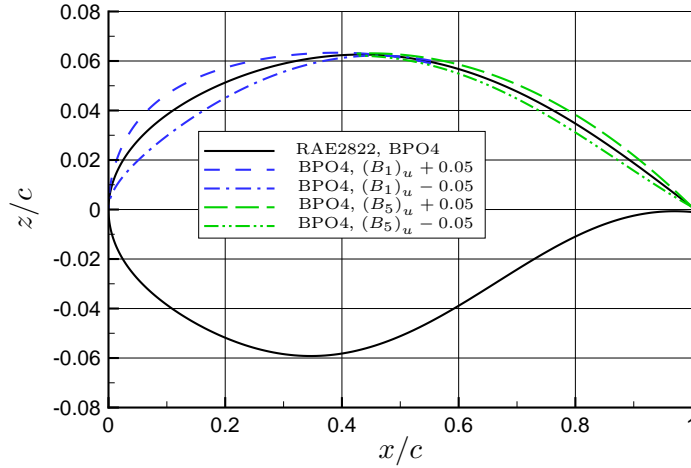


Bild 5.2: Parametrisierung des RAE2822 Profils mit der CST-Methode.

### 5.1.3 Strömungssimulation

#### Grundgleichungen der Strömungsmechanik

Allgemein läßt sich die Strömung eines Kontinuums (Gas, Flüssigkeit) durch die Erhaltungssätze von Masse, Impuls und Energie beschreiben. Die Navier-Stokes-Gleichungen beschreiben die kompressible Strömung mit Reibung und Wärmeleitung unter Vernachlässigung der Volumenkkräfte. Sie sollen hier in konservativer Form und kartesischen Koordinaten nach Blazek [126] angegeben werden:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (\rho u) + \frac{\partial}{\partial y} (\rho v) + \frac{\partial}{\partial z} (\rho w) = 0 \quad (5.15)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho u) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho u^2 + p - \tau_{xx}) + \frac{\partial}{\partial y} (\rho uv - \tau_{yx}) + \frac{\partial}{\partial z} (\rho uw - \tau_{zx}) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho v) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho uv - \tau_{xy}) + \frac{\partial}{\partial y} (\rho v^2 + p - \tau_{yy}) + \frac{\partial}{\partial z} (\rho vw - \tau_{zy}) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho w) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho uw - \tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y} (\rho vw - \tau_{yz}) + \frac{\partial}{\partial z} (\rho w^2 + p - \tau_{zz}) &= 0 \end{aligned} \quad (5.16)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x} \left( \rho u H - \lambda \frac{\partial T}{\partial x} - u \tau_{xx} - v \tau_{xy} - w \tau_{xz} \right) \\ + \frac{\partial}{\partial y} \left( \rho v H - \lambda \frac{\partial T}{\partial y} - u \tau_{yx} - v \tau_{yy} - w \tau_{yz} \right) \\ + \frac{\partial}{\partial z} \left( \rho w H - \lambda \frac{\partial T}{\partial z} - u \tau_{zx} - v \tau_{zy} - w \tau_{zz} \right) &= 0 \end{aligned} \quad (5.17)$$

Die Kontinuitätsgleichung 5.15 beschreibt die Massenerhaltung, die Gleichungen 5.16 die Impulserhaltung in die drei Koordinatenrichtungen und Gleichung 5.17 die Erhaltung der Energie. Die Komponenten des Spannungstensors  $\bar{\tau}$  sind hierbei:

$$\begin{aligned}
 \tau_{xx} &= \mu \left( 2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \right) \\
 \tau_{yy} &= \mu \left( 2 \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \right) \\
 \tau_{zz} &= \mu \left( 2 \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \right) \\
 \tau_{xy} &= \tau_{yx} = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \\
 \tau_{xz} &= \tau_{zx} = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \\
 \tau_{yz} &= \tau_{zy} = \mu \left( \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right)
 \end{aligned} \tag{5.18}$$

Die spezifische Gesamtenergie  $E$  setzt sich aus der spezifischen inneren Energie  $e$  und der spezifischen kinetischen Energie des Gases zusammen:

$$E = e + \frac{1}{2} |\vec{V}|^2 = e + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \tag{5.19}$$

Analog dazu setzt sich die spezifische Gesamtenthalpie  $H$ , welche die Summe aus der spezifischen Gesamtenergie  $E$  und der spezifischen Volumenarbeit  $p/\rho$  ist, aus der spezifischen inneren Enthalpie  $h$  und der spezifischen kinetischen Energie des Gases zusammen:

$$H = E + \frac{p}{\rho} = h + \frac{1}{2} |\vec{V}|^2 = h + \frac{1}{2} (u^2 + v^2 + w^2) \tag{5.20}$$

Weiterhin ist in der Energiegleichung 5.17 der Fourier'sche Ansatz für die Wärmeleitung entsprechend folgender Gleichung für den Vektor der Wärmestromdichte  $\vec{q}$  enthalten:

$$\vec{q} = -\lambda \begin{pmatrix} \frac{\partial T}{\partial x} \\ \frac{\partial T}{\partial y} \\ \frac{\partial T}{\partial z} \end{pmatrix} \tag{5.21}$$

Die Navier-Stokes-Gleichungen stellen ein System von fünf partiellen Differentialgleichungen für den Druck  $p$ , die Temperatur  $T$  und die drei Komponenten des Geschwindigkeitsvektors  $\vec{V}$  dar. Zur Schließung des Gleichungssystems werden nach Schlichting und Gersten [129] die Zustandsgleichungen für die Dichte  $\rho(p, T)$  und die spezifische isobare Wärmekapazität  $c_p(p, T)$  sowie Beziehungen für die Viskosität  $\mu(p, T)$  und die Wärmeleitfähigkeit  $\lambda(p, T)$  benötigt.

Bis zu einer Temperatur von ungefähr 800 K kann Luft als ein thermisch und kalorisch ideales Gas betrachtet werden. Dann gelten die thermische Zustandsgleichung entsprechend Gleichung 5.22 und die kalorische Zustandsgleichung entsprechend Gleichung 5.23.

$$p = \rho R T \tag{5.22}$$

$$e = c_V T \quad h = e + \frac{p}{\rho} = c_p T \quad \text{mit } c_V = \text{konst. und } c_p = \text{konst.} \tag{5.23}$$

Die dynamischen Viskosität  $\mu$  wird mit der Sutherland-Formel als ausschließlich von der Temperatur abhängig beschrieben:

$$\mu(T) = \mu_0 \left( \frac{T}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \frac{T_0 + 110.4 \text{ K}}{T + 110.4 \text{ K}} \quad (5.24)$$

Für die Abhängigkeit der Wärmeleitfähigkeit  $\lambda$  von der Temperatur wird unter der Annahme einer konstanten Prandtl-Zahl  $Pr$  folgende Gleichung verwendet:

$$\lambda(T) = \frac{\mu c_p}{Pr} \quad (5.25)$$

Unter Vorgabe der Randbedingungen des Strömungsfeldes eignen sich die beschriebenen Navier-Stokes-Gleichungen zur Berechnung laminarer Strömungen. Bei Verkehrsflugzeugen sind die Bereiche laminarer Grenzschichtströmungen in der Regel auf einen sehr kleinen Bereich der benetzten Oberfläche beschränkt. Der überwiegende Teil der sich ausbildenden körpernahen Grenzschichten besitzen turbulenten Strömungscharakter. Deshalb wird für die Simulation von Verkehrsflugzeugen üblicherweise von ausschließlich turbulenter Strömung ausgegangen.

Im Gegensatz zu laminaren Strömungen sind turbulente Strömungen nach Schlichting und Gersten [129] durch eine unregelmäßige Schwankungsbewegung der Strömungsgrößen gekennzeichnet. Bei der numerischen Simulation turbulenter Strömungen sind diese kleinskaligen Schwankungen der Strömungsgrößen zu berücksichtigen. Eine direkte numerische Simulation der Turbulenz ist aufgrund des sehr großen Rechenaufwands für praktische Anwendungen im Bereich der Strömungssimulation von Tragflügeln nicht geeignet.

Zur Modellierung der turbulenten Strömung werden deshalb Turbulenzmodelle eingesetzt. Dazu erfolgt eine zeitliche Mittelung der Strömungsgleichungen mit den um den Schwankungsanteil ergänzten Strömungsgrößen, welche zu den in Anhang A.1 angegebenen Reynoldsgemittelten Navier-Stokes-Gleichungen führt. Diese Gleichungen beinhalten Terme, welche aus den Schwankungsanteilen der Strömungsgrößen bestehen und durch die zeitliche Mittelung nicht entfallen. Diese zusätzlichen Unbekannten führen zu dem Schließungsproblem der turbulenten Strömung. Mit Turbulenzmodellen wird ein Zusammenhang zwischen den unbekannten Termen der Schwankungsgrößen und den Strömungsgrößen der mittleren Bewegung hergestellt und somit das Gleichungssystem geschlossen. Die Turbulenzmodellierung mit Wirbelviskositäts-Modellen wird in Anhang A.2 weiter ausgeführt und bildet die Grundlage des in dieser Arbeit verwendeten Turbulenzmodells von Spalart und Allmaras [133]. Das Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras wird in Anhang A.3 beschrieben.

## Diskretisierung und numerisches Lösungsverfahren

Die zeitlich gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (siehe Anhang A.1) werden um die Gleichungen des verwendeten Turbulenzmodells (siehe Anhang A.2 und A.3) ergänzt und für die numerische Simulation diskretisiert. Anschließend werden die diskretisierten Gleichungen auf dem aerodynamischen Netz unter Berücksichtigung der vorgegebenen Randbedingungen des Strömungsfeldes mit einem numerischen Lösungsverfahren näherungsweise gelöst.

Die transsonische Flügelumströmung wird mit dem TAU-Code [14], [15], [16] simuliert, welcher vom Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR entwickelt wurde. Der TAU-Code löst die kompressiblen, dreidimensionalen zeitlich gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen. Erfolgreiche Anwendung findet der TAU-Code im Bereich der numerischen Strömungssimulation beim DLR, Universitäten und der Luftfahrtindustrie [18], [19], [20]. Der TAU-Code verwendet eine knoten-zentrierte duale Netz-Formulierung. Für die räumliche Auflösung wird eine Finite-Volumen-Methode mit einer Genauigkeit zweiter Ordnung und zentraler oder Aufwind-Diskretisierung verwendet.

Die Berechnung der transsonischen Tragflügelumströmung in dieser Arbeit erfolgt mit einer zentralen Diskretisierung und unter Verwendung des Spalart-Allmaras Turbulenzmodells in der

Originalversion. Eine ausführliche Beschreibung der verwendeten Diskretisierung entsprechend der Implementierung ist in der technischen Dokumentation des TAU-Codes [148] zu finden.

### 5.1.4 Aerodynamisches Netz

Das aerodynamische Netz wird mit der Software MegaCads [149] generiert. Die Verwendung von strukturierten Netzen eignet sich für die Tragflügeloptimierung aufgrund der schnellen Netzgenerierung und hohen Netzqualität. Zusätzlich ist es bei der Verwendung strukturierter Netze aufgrund der gleichbleibenden Anzahl an Netzpunkten möglich, auf einer konvergierten Lösung einer vorausgegangenen Strömungssimulation weiterzurechnen. Dies reduziert die notwendige Rechenzeit bis zur erneuten Konvergenz des modifizierten Tragflügels erheblich.

Der Einfluß der Netzauflösung auf die aerodynamischen Beiwerte wird hier mit einer Netzkonvergenzstudie untersucht. Dazu werden Rechnungen mit konstantem Anstellwinkel  $\alpha = konst.$  und mit konstanten Auftriebsbeiwert  $C_L = konst.$  durchgeführt. Alle Rechnungen der Netzkonvergenzstudie verwenden das Cauchy-Konvergenzkriteriums des TAU-Codes. Die gewählte absolute Genauigkeit ist dabei  $10^{-6}$  für den Auftriebs- und den Widerstandsbeiwert. Dadurch sind alle Rechnungen vergleichbar konvergiert und die Rechenzeiten der verschiedenen Netze können für einen Vergleich herangezogen werden. Die Ergebnisse dieser Netzkonvergenzstudie sind Tabelle 5.6 zu entnehmen.

Netz	Netzpunkte $N$	Auftriebsbeiwert $C_L$	Widerstandsbeiwert $C_D$	Gleitzahl $L/D$	Anstellwinkel $\alpha$	Rechenzeit $t$
grob	307385	0.4486	0.01512	29.67	3.200°	611 s
<b>mittel</b>	<b>570321</b>	<b>0.4507</b>	<b>0.01520</b>	<b>29.65</b>	<b>3.200°</b>	<b>1085 s</b>
fein	1015105	0.4522	0.01542	29.33	3.200°	2736 s
sehr fein	1573825	0.4518	0.01542	29.29	3.200°	6007 s
grob	307385	0.4501	0.01518	29.65	3.210°	220 s
<b>mittel</b>	<b>570321</b>	<b>0.4500</b>	<b>0.01518</b>	<b>29.65</b>	<b>3.195°</b>	<b>316 s</b>
fein	1015105	0.4500	0.01535	29.32	3.184°	1030 s
sehr fein	1573825	0.4499	0.01537	29.28	3.187°	1766 s

Tabelle 5.6: Ergebnisse der Netzkonvergenzstudie des aerodynamischen Netzes.

Mit zunehmender Anzahl der Netzpunkte steigt bei konstantem Anstellwinkel der Auftriebsbeiwert  $C_L$  geringfügig an. Eine weitere Verfeinerung des Netzes führt zu keiner weiteren Änderung des Auftriebsbeiwerts. Der Widerstandsbeiwert  $C_D$  zeigt bei den Rechnungen mit konstantem Auftriebsbeiwert ebenfalls eine geringe Zunahme mit steigender Anzahl der Netzpunkte. Im Widerstandsbeiwert ist ein kleiner Sprung vom mittleren auf das feine Netz zu beobachten. Die Größenordnung der Änderung des Widerstandsbeiwerts beträgt  $\Delta C_D = 0.0002$  bei den untersuchten Netzen. Für eine aerodynamische Simulation mit dem Ziel, die aerodynamische Beiwerte möglichst genau vorherzusagen, sollte das feine oder das sehr feine Netz verwendet werden. Bei der hier beschriebenen multidisziplinären Tragflügeloptimierung gilt es einen Kompromiß zwischen Genauigkeit und benötigter Rechenzeit zu finden.

Weiterhin wird die Gleitzahl für den Tragflügel in Tabelle 5.6 angegeben. Die mit den Netzen unterschiedlicher Punkteanzahl bestimmten Gleitzahlen des Tragflügels unterscheiden sich um  $\Delta(L/D) = 0.37$ , was bei einem konstant angenommenen Widerstandsbeiwert des Rumpfes und der Leitwerken von  $C_{D,B} = 0.0084$  einer Differenz von  $\Delta(L/D) = 0.16$  für das Flugzeug entspricht. Damit liegt der Einfluß des aerodynamischen Netzes auf die Gleitzahl des Flugzeugs unter 1 %.

Die angegebene Rechenzeit bezieht sich auf den Großrechner Anton vom Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR in Braunschweig unter Verwendung von 32 Prozessor-kernen. Bei den Rechnungen mit konstantem Auftriebsbeiwert  $C_L = konst.$  wird auf den vorausgegangenen Strömungssimulationen mit konstantem Anstellwinkel  $\alpha = konst.$  weitergerechnet. Deshalb sind die Rechenzeiten der Simulationen mit konstantem Anstellwinkel um den Faktor drei größer als die der nachfolgenden Rechnungen mit konstantem Auftriebsbeiwert.

Bei der multidisziplinären Optimierung ist es notwendig, die Physik der transsonischen Tragflügelumströmung mit einem möglichst geringen Rechenaufwand realistisch abzubilden. Ist dies der Fall, wird der Einfluß der geometrischen Änderung auf die aerodynamischen Beiwerte genau wiedergegeben. Eine hochgenaue Vorhersage der absoluten Werte der aerodynamischen Beiwerte ist dabei nicht notwendig. Als ein guter Kompromiß aus Genauigkeit und Rechenaufwand wird deshalb das Netz mit der mittleren Anzahl an Netzpunkten für die nachfolgenden Optimierungsrechnungen ausgewählt. Dieses Netz ist in Tabelle 5.6 hervorgehoben. Die physikalische Genauigkeit der reibungsbehafteten Strömungssimulation mit dem ausgewählten Netz wird in der nachfolgenden Analyse der sich ausbildenden Grenzschicht nachgewiesen.

Von Schlichting und Gersten [129] wird die Geschwindigkeitsverteilung in der wandnahen Schicht für turbulente Strömungen beschrieben. Es werden dort eine reinviskose Unterschicht, eine Übergangsschicht und eine Überlappungsschicht unterschieden. In Tabelle 5.7 sind die Bestimmungsgleichungen für die reinviskose Unterschicht und die Überlappungsschicht angegeben.

Reinviskose Unterschicht	$0 \leq y^+ < 5$	$u^+ = y^+$
Übergangsschicht	$5 < y^+ < 70$	siehe [129]
Überlappungsschicht	$70 < y^+$	$u^+ = \frac{1}{k} \ln y^+ + C^+$

Tabelle 5.7: Bereiche der wandnahen Schicht turbulenter Strömungen.

Umfangreiche Datenauswertungen haben nach Schlichting und Gersten [129] für die Kármán-Konstante einen Wert von  $k = 0.41$  und für die Integrationskonstante einen Wert von  $C^+ = 5.0$  ergeben.

In Bild 5.3 sind die Geschwindigkeitsverteilungen in der Grenzschicht für zwei Punkte der Tragflügeloberseite bei  $y = 15$  m dargestellt. Zusätzlich sind die entsprechenden Geschwindigkeitsverteilungen des universellen Wandgesetzes für die reinviskose Unterschicht und die Überlappungsschicht einer turbulent umströmten ebenen Platte in Bild 5.3 eingezeichnet.

Um eine gute Auflösung der Grenzschicht bei einer hochgenauen numerischen Strömungssimulation zu gewährleisten, wird üblicherweise ein Wert von  $y^+ \leq 1$  für den Wandabstand des ersten Netzpunktes gefordert. Die ersten Netzpunkte in Bild 5.3 weisen einen ersten Wandabstand von  $y^+ \approx 1$  auf und es sind 2 bis 3 Netzpunkte in der reinviskosen Unterschicht angeordnet. Dadurch ist die Auflösung dieser den Reibungsbeiwert  $C_f$  bestimmenden Schicht ausreichend gut.

Das Geschwindigkeitsprofil in der Überlappungsschicht verläuft logarithmisch und ist ebenfalls ausreichend aufgelöst. Dies ist für den Punkt in der Nähe der Profilnase bei  $x/c = 0.08$  und für den Punkt in der Nähe der Profilhinterkante bei  $x/c = 0.91$  gleichermaßen gegeben.

Mit weiter zunehmendem Wandabstand liefert die logarithmische universelle Verteilung der Überlappungsschicht zu geringe Werte für die Geschwindigkeit in der Grenzschicht. Dies entspricht den Beobachtungen und wird in der Literatur in Form des universellen Nachlaufgesetzes nach Coles [150] beschrieben. Auf eine Anwendung des universellen Nachlaufgesetzes auf die vorliegenden Grenzschichtprofile wird hier verzichtet, weil dies keinen wesentlichen Beitrag zur Bewertung der physikalischen Genauigkeit des verwendeten aerodynamischen Netzes liefert.



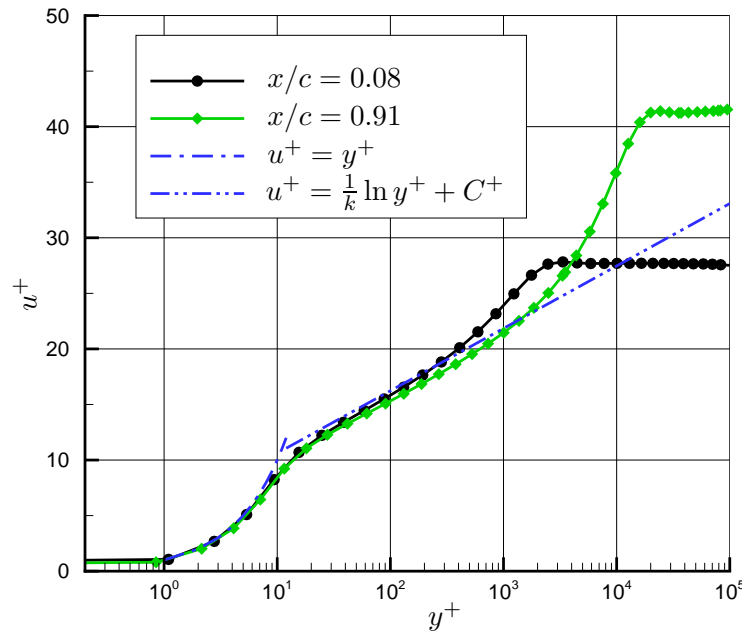


Bild 5.3: Verwendete Auflösung der Grenzschicht.

### 5.1.5 Strukturanalyse

#### Finite-Elemente-Methode (FEM)

Die Finite-Elemente-Methode wird in der Fachliteratur ausführlich beschrieben. An dieser Stelle soll nur ein kurzer Überblick gegeben werden.

Nach Dubbel [90] ist die Finite-Elemente-Methode ein Gebietsverfahren. Zur Berechnung der Verformungen aus den äußeren Kräften wird die Struktur in finite Elemente zerlegt. Die strukturellen Zusammenhänge werden für jedes finite Element formuliert. Über die Randbedingungen der einzelnen finiten Elemente wird die Kopplung zu den angrenzenden Elementen vorgenommen. Die Zusammenhänge werden dabei für einzelne Punkte des finiten Elements angegeben. Diese Punkte befinden sich in Abhängigkeit des verwendeten finiten Elementtyps auf den Rändern des finiten Elements und werden als Knoten bezeichnet. Für die Knoten der finiten Elemente werden die Verschiebungen und Dehnungen formuliert. Mit einem Materialgesetz, wie z.B. dem Hooke'schen Gesetz, wird der Zusammenhang zwischen den Dehnungen und den Spannungen hergestellt. Über das Gleichgewichtsprinzip der virtuellen Arbeiten werden die Knotenkräfte mit den Spannungen für jedes finite Element verknüpft. Aus dem Zusammensetzen der finiten Elemente zur Gesamtstruktur unter Herstellung des Gleichgewichts an jedem Knoten folgt:

$$\vec{F}_a = K \vec{u} \quad (5.26)$$

Dabei ist  $\vec{F}_a$  der Vektor der äußeren Kräfte,  $K$  die Systemsteifigkeitsmatrix und  $\vec{u}$  der Verschiebungsvektor. Unter Berücksichtigung der Verschiebungsrandbedingungen und der äußeren Kräfte bildet Gleichung 5.26 ein System von linearen Gleichungen für die Verschiebungen der Knoten. Aus den Verschiebungen der Knoten folgen die Spannungen unter Verwendung eines Materialgesetzes.

Für die Strukturanalyse wird in dieser Arbeit das kommerzielle FEM-Programm ANSYS® Re-

lease 11.0 [151] verwendet. Aufgrund der Leichtbauweise des Tragflügels besteht die Struktur aus dünnwandigen Schalelementen. Entsprechend dieser Bauweise werden die einzelnen Bauteile des Tragflügels mit Schalelementen aus der ANSYS® Elementbibliothek modelliert. Die Modellierung mit Schalelementen eignet sich entsprechend den Ausführungen in der ANSYS® Elementreferenz [152] besonders zur effizienten Berechnung von dünnwandigen Strukturen. Dabei wird die Tatsache ausgenutzt, daß Schubspannungen nur in der Ebene des Schalelements wirksam sind. Weiterhin kann sich die Dehnung bei der Modellierung mit Schalelementen nur linear über der Elementdicke ändern.

Für den Aufbau der Tragflügelstruktur werden in dieser Arbeit Schalelemente vom Typ SHELL99 aus der ANSYS® Elementbibliothek verwendet. Der Elementtyp SHELL99 beschreibt ein Schalelement mit linearem Materialverhalten und unterstützt einen Aufbau aus bis zu 250 Einzelschichten. Ein SHELL99-Element wird über die Koordinaten von 8 Knoten und über die Dicken und orthotropen Materialeigenschaften der Einzelschichten definiert. Dabei kann das Schalelement auch krummlinig berandet sein. In Bild 5.4 ist das Schalelement SHELL99 aus der ANSYS® Elementbibliothek schematisch dargestellt.

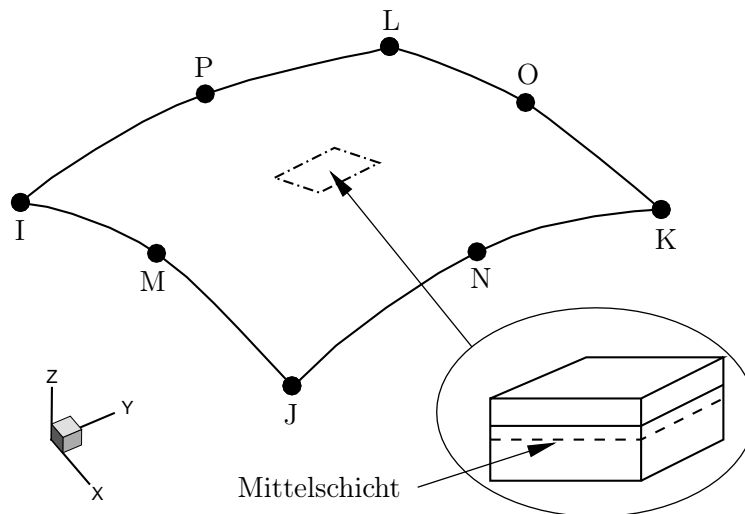


Bild 5.4: Schematische Darstellung des Schalelements SHELL99 aus der ANSYS® Elementbibliothek.

Die Knoten des Schalelements sind dabei üblicherweise in der Mittelschicht des Elements entsprechend Bild 5.4 angeordnet. Jeder Knoten des Schalelements besitzt entsprechend der ANSYS® Elementreferenz [152] 6 Freiheitsgrade, welche sich aus drei translatorischen und drei rotatorischen Freiheitsgraden zusammensetzen. Schalelemente vom Typ SHELL99 können Zug- und Druckkräfte, Schubkräfte in der Elementebene und Biege- und Torsionsmomente aufnehmen. In der Schalentheorie ist keine Steifigkeit gegenüber einem Torsionsmoment um eine Achse senkrecht zum Element vorgesehen. Zur Vermeidung einer freien Rotation um diese Achse und zur Gewährleistung der Stabilität des numerischen Lösungsverfahrens wird die Vorgehensweise von Zienkiewicz und Taylor [153] bei dem Schalelement vom Typ SHELL99 angewendet. Damit sind die Schalelemente für die Aufnahme von Torsionsmomenten um eine Achse senkrecht zum Element entsprechend der ANSYS® Elementreferenz [152] nicht geeignet.

Mit der Verwendung des Schalelements vom Typ SHELL99 können kleine Schub- und Wölbverformungen, wie sie bei Tragflügelstrukturen zu erwarten sind, realistisch wiedergegeben werden. Stabilitätsprobleme wie Knicken und Beulen werden bei der in der vorliegenden Arbeit verwendeten linearen Analyse nicht berücksichtigt. Eine Berücksichtigung der Stabili-

tätsprobleme erfordert eine detaillierte Modellierung der Stringerversteifungen und wird maßgebend von den Abständen der Versteifungselemente wie Rippen und Stringern beeinflusst. Die Abstände und Form der Versteifungselemente sind dabei wichtige Auslegungsparameter von dünnwandigen Schalelementen im Detailentwurf. Für die hier betrachtete multidisziplinäre Tragflügeloptimierung im Konzeptentwurf wird die Annahme gemacht, daß die im anschließenden Detailentwurf gewählten Abstände und Formen der Versteifungselemente Stabilitätsversagen wie Knicken und Beulen bis zur Bruchlast unterbinden. Damit ist der Rechenaufwand der strukturmechanischen Analyse und Dimensionierung im Rahmen einer Tragflügeloptimierung vertretbar.

Entsprechend den Ausführungen in Abschnitt 5.1.6 werden für die Beplankung des Tragflügels SHELL99-Elemente mit zwei Schichten verwendet. Die Materialeigenschaften werden für den Flügel in Aluminiumbauweise in der äußeren Schicht (Haut) als isotrop und in der inneren Schicht (Stringerschicht) als orthotrop in Richtung der Stringer angenommen.

### 5.1.6 Strukturmechanisches Netz

Das Strukturmodell des Flügels wird mit dem „Parametric, Simple and Fast Mesh Based Aircraft Modelling Tool“ (PARA\_MAM [154], [155]) generiert. Dieses Programm wurde vom Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptionik des DLR entwickelt.

Basierend auf einer parametrischen Beschreibung der Flügelstruktur und dem aerodynamischen Oberflächennetz wird ein Strukturmodell erzeugt. Dabei wird die Geometrie der Flügelstruktur berechnet und eine vollständige Eingabedatei für das auf der Finite-Elemente-Methode (FEM) basierende Strukturanalyseprogramm ANSYS® generiert. Das Strukturmodell des Flügels besteht aus Holmen, Rippen und einer Haut mit mehreren Lagen.

Die Stringer werden als „verschmierte“ Steifigkeit der Haut modelliert. Dies ermöglicht eine für den Konzeptentwurf geeignete Modellierung der Tragflügelstruktur mit einer geringeren Anzahl an Elementen und einem damit verbundenen reduzierten Rechenaufwand gegenüber einem Modell mit realen Stringern. Dazu wird die aus Haut- und Stringerlage bestehende Realstruktur entsprechend Bild 5.5 durch eine Ersatzstruktur bestehend aus einem Schalelement mit zwei Schichten ersetzt. Die äußere Schicht bildet dabei die Haut mit den entsprechenden Materialeigenschaften ab. Für die Simulation der Stringer wird eine innere Querkraft, Querkraft und Querschub entkoppelte Schicht modelliert. Die Biegeachse des flächig angeordneten Schalelements wird als an der Trennlinie der beiden Schichten verlaufend angenommen.

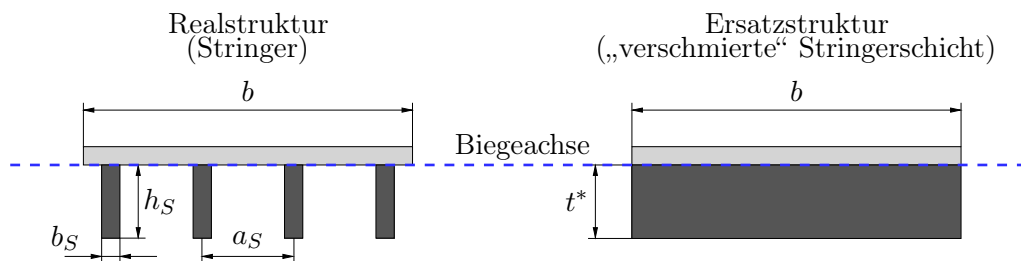


Bild 5.5: Modellierung der Stringer durch eine Ersatzstruktur.

Der Elastizitätsmodul  $E^*$  und die Dicke  $t^*$  der inneren Schicht ergeben sich aus der Forderung, daß die Längs- und Biegesteifigkeit von Real- und Ersatzstruktur (Index \*) identisch sind.

Mit der Höhe  $h_S$ , der Breite  $b_S$  und dem Abstand der Stringer  $a_S$  werden die Längs- und Biegesteifigkeit der Stringer in Tabelle 5.8 berechnet. Dabei bestimmt sich die Anzahl der Stringer  $n_S$  aus dem Abstand der Stringer  $a_S$  und der Breite  $b$  des betrachteten Strukturelements. Für die „verschmierte“ Stringerschicht der Ersatzstruktur ergibt sich die Längs- und Biegesteifigkeit mit den in Tabelle 5.8 angegebenen Gleichungen. Werden nun die Biege- und Längssteifigkeiten der Stringer- und der Ersatzstruktur gleichgesetzt, ergibt sich der in Tabelle 5.8 dargelegte Zusammenhang für den Elastizitätsmodul  $E^*$  und die Dicke  $t^*$  der inneren Schicht.

	Realstruktur (Stringer)	Ersatzstruktur („verschmierte“ Stringerschicht)
Längssteifigkeit	$E \cdot A = E \cdot n_S \cdot A_S$ $= E \cdot \frac{b}{a_S} \cdot b_S \cdot h_S$	$E^* \cdot A = E^* \cdot b \cdot t^*$
Biegesteifigkeit	$E \cdot I = E \cdot n_S \cdot I_S$ $= E \cdot \frac{b}{a_S} \left( \frac{b_S \cdot h_S^3}{12} + \left( \frac{h_S}{2} \right)^2 \cdot b_S \cdot h_S \right)$ $= \frac{1}{3} \cdot E \cdot \frac{b}{a_S} \cdot b_S \cdot h_S^3$	$E^* \cdot I^* = E^* \cdot \left( \frac{b \cdot t^{*3}}{12} + \left( \frac{t^*}{2} \right)^2 \cdot t^* \cdot b \right)$ $= E^* \cdot \frac{1}{3} \cdot b \cdot t^{*3}$
Zusammenhang	$t^* = h_S \quad \text{und} \quad E^* = E \cdot \frac{b_S}{a_S}$	

Tabelle 5.8: Modell der „verschmierten Stringerschicht“.

Bild 5.6 zeigt die innere Struktur des Flügels. In diesem Fall besteht der Flügelkasten aus einem Vorderholm bei 15 % der Flügeltiefe, einem Hinterholm bei 70 % der Flügeltiefe und 39 in Flugrichtung ausgerichteten Rippen. Diese Anordnung der Holme und Rippen wird in der vorliegenden Arbeit für alle untersuchten Tragflügel beibehalten. Die Ausrichtung der Rippen in Flugrichtung ermöglicht hier eine einfache automatische Generierung der Tragflügelstruktur mit PARA\_MAM [154], [155] und entspricht somit nicht der in Abschnitt 3.2.2 beschriebenen üblichen Anordnung senkrecht zum Vorder- oder Hinterholm.

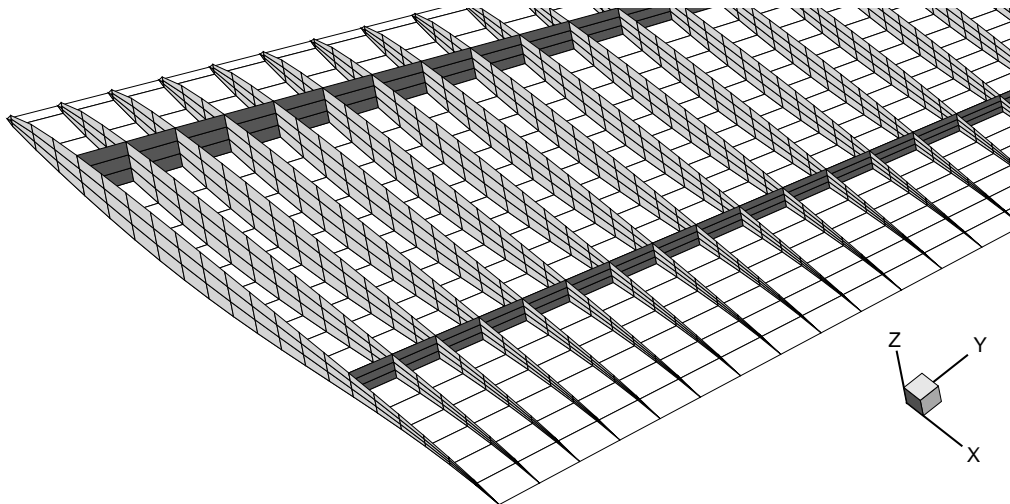


Bild 5.6: Innere Struktur des Trapezflügels mit der verwendeten Anordnung der Holme und Rippen.

Die Struktur des Flügelkastens wird durch die Dimensionierung entsprechend der gewählten Lastfälle an die auftretenden Belastungen angepasst. In den Bereichen vor dem Vorderholm und

hinter dem Hinterholm sind die Hochauftriebssysteme angeordnet. Bei einem realen Tragflügel befinden sich entlang der Vorderkante die Vorderkantenklappen und entlang der Hinterkante entsprechend die Hinterkantenklappen. Diese ausfahrbaren Klappen des Tragflügels werden im Strukturmodell nicht modelliert. Die Hochauftriebssysteme stellen einen großen Teil der Masse eines Tragflügels dar. Weiterhin tragen diese Massen durch ihre Schwer- und Trägheitskräfte zur Be- und Entlastung des Tragflügels in den verschiedenen Flugzuständen bei. In der Literatur sind die Massen verschiedener Hochauftriebssysteme in Form ihrer Massenbelegung angegeben. Tabelle 5.9 gibt einen Überblick über die Massenbelegungen ausgewählter Hochauftriebssysteme.

Hochauftriebssystem		Massenbelegung Hochauftriebssystem	
		Rudolph [156]	Torenbeek [4]
Vorderkante	Krüger (variable Wölbung)	30 kg/m <sup>2</sup>	33 kg/m <sup>2</sup>
	Vorflügel (drei Positionen mit Sklavenbahn)	29 kg/m <sup>2</sup>	33 kg/m <sup>2</sup>
	Vorflügel (drei Positionen ohne Sklavenbahn)	28 kg/m <sup>2</sup>	–
Hinterkante	Einfachspalt-Fowlerklappe	43 kg/m <sup>2</sup>	40 kg/m <sup>2</sup>
	Doppelspalt-Fowlerklappe	64 kg/m <sup>2</sup>	68 kg/m <sup>2</sup>
	Dreifachspalt-Fowlerklappe	73 kg/m <sup>2</sup>	75 kg/m <sup>2</sup>

Tabelle 5.9: Massenbelegungen von verschiedenen Hochauftriebssystemen.

Die Massenbelegungen der verschiedenen Hochauftriebssysteme an der Vorderkante des Tragflügels unterscheiden sich bei Rudolph [156] nur geringfügig voneinander. Bei Torenbeek [4] wird nur eine Massenbelegung für die verschiedenen Hochauftriebssysteme an der Vorderkante angegeben, deren Wert etwas größer ist als die von Rudolph angegebenen Werte. Die Massenbelegungen der verschiedenen Hochauftriebssysteme an der Vorderkante liegen entsprechend Tabelle 5.9 in der Größenordnung von 30 kg/m<sup>2</sup>. Für die Massenbelegungen der Fowlerklappensysteme mit unterschiedlicher Anzahl an Klappen und Spalten liegen die angegebenen Werte mit 40 kg/m<sup>2</sup>, ..., 75 kg/m<sup>2</sup> deutlich über denen der Hochauftriebssysteme an der Vorderkante. Weiterhin nehmen die Massenbelegungen mit zunehmender Komplexität der Klappensysteme stark zu. Die von Rudolph [156] und Torenbeek [4] angegebenen Werte unterscheiden sich dabei für die verschiedenen Hochauftriebssysteme an der Hinterkante entsprechend Tabelle 5.9 etwas voneinander.

Um die Masse des Hochauftriebssystems im Strukturmodell zu berücksichtigen, werden die Wandstärken der vorderen und hinteren Tragflügelstruktur entsprechend der Massenbelegung der Hochauftriebssysteme gewählt. In Tabelle 5.10 sind die gewählten Wandstärken der vorderen und hinteren Tragflügelstruktur und eine Abschätzung der daraus resultierenden Massenbelegungen angegeben.

Anordnung		Gewählte Wandstärke	Massenbelegung
Vorderkante	Von $x/c = 0$ (Vorderkante)	5 mm	33 kg/m <sup>2</sup>
	bis $x/c = 0.15$ (Vorderholm)		
Hinterkante	Von $x/c = 0.70$ (Hinterholm)	10 mm	56 kg/m <sup>2</sup>
	bis $x/c = 1$ (Hinterkante)		

Tabelle 5.10: Verwendete Wandstärken und deren Massenbelegungen.

Die Massenbelegungen der Vorderkante bis zum Vorderholm entspricht damit der eines Hochauftriebssystems in Form einer Krügerklappe oder eines Vorflügels. Vom Hinterholm bis zur

Hinterkante entspricht die Massenbelegung einem Wert zwischen einer Einfach- und einer Doppelspalt-Fowlerklappe. Dies entspricht somit einer Kombination aus Einfachspalt- und Doppelspalt-Fowlerklappen an der Hinterkante. Moderne Verkehrsflugzeuge verwenden an der Hinterkante im Innenflügelbereich meist Einfachspalt- oder Doppelspalt-Fowlerklappen. Im Außenflügelbereich finden Einfachspalt-Fowlerklappen Anwendung. Weiterhin können die Querruder zur Unterstützung der Hinterkantenklappen gleichsinnig ausgeschlagen werden.

Der Einfluß der Netzauflösung des Finite-Elemente-Modells auf die Strukturmasse des Flügels und die sich einstellenden Verformungen soll mit einer Netzkonvergenzstudie untersucht werden. Die Ergebnisse der Netzkonvergenzstudie des strukturellen Netzes sind in Tabelle 5.11 angegeben. Dabei basieren alle Rechnungen auf den gleichen aerodynamischen Lasten unter Reiseflugbedingungen.

Netz	Netzknoten $N$	Anzahl der Freiheitsgrade	Strukturmasse des Flügels $m_W$	Auslenkung $z_t$	Verwindung $\varepsilon_t$	Rechenzeit $t$
<b>grob</b>	5576	67494	29634 kg	1.52 m	$-3.2^\circ$	276 s
mittel	7604	100254	29906 kg	1.51 m	$-3.1^\circ$	331 s
fein	9736	134694	29813 kg	1.51 m	$-3.1^\circ$	405 s

Tabelle 5.11: Ergebnisse der Netzkonvergenzstudie des strukturellen Netzes.

Die berechneten Tragflügelmassen  $m_W$  ergeben keinen eindeutigen Trend mit steigender Anzahl an Netzknoten. Mit zunehmender Strukturmasse des Flügels werden geringere Auslenkungen an der Flügelspitze  $z_t$  aufgrund der größer werdenden Biegesteifigkeit beobachtet. Ungenauigkeiten bei der Bestimmung der Strukturmasse des Flügels entstehen durch die Dimensionierung des Flügelkastens. Als Abbruchkriterium des Dimensionierungsalgorithmus wird die Änderung der Strukturmasse des Flügels  $\Delta m_W$  von einer Dimensionierungsiteration zur nächsten verwendet. Gilt für die Änderung der Strukturmasse des Flügels  $\Delta m_W < 50$  kg, wird die Dimensionierung als konvergiert betrachtet und beendet.

Der Einfluß der untersuchten strukturellen Netze auf die Strukturmasse der dimensionierten Flügel liegt in der Größenordnung von 1 %. Aufgrund des kleinsten Rechenaufwands der untersuchten Netze und der geringen Unterschiede in der berechneten Strukturmasse des Flügels wird das grobe strukturelle Netz für die Tragflügeloptimierung verwendet. Dieses ist in Tabelle 5.11 hervorgehoben.

### 5.1.7 Dimensionierung der Tragflügelstruktur

Die Dimensionierung der Tragflügelstruktur wird mit dem für diese Aufgabe entwickelten Programm „Sizing Robot“ (S\_BOT [154], [155]) vorgenommen. Dieses Programm besteht aus einer Folge von Makros, welche vom Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik des DLR geschrieben wurden. Die verwendete Makrosprache ist die „ANSYS Parametric Design Language“ (APDL), welche das FEM-Programm ANSYS® bereitstellt. Das Programm S\_BOT führt eine automatische Dimensionierung der vorher definierten Strukturbereiche durch. Für die Dimensionierung können hierbei beliebig viele Lastfälle berücksichtigt werden. Als Eingaben benötigt das Programm S\_BOT eine Definition der Lastfälle, das FEM-Modell der Flügelstruktur und die darauf wirkenden aerodynamischen Lasten. Die Definition der Lastfälle in S\_BOT beinhaltet dabei:

- aerodynamische Kräfte,

- Beschleunigungen/Lastvielfache,
- Gewichtskräfte des Kraftstoffs,
- Triebwerks- und Fahrwerkskräfte,
- Festigkeitsgrenzen der verwendeten Materialien (statische Festigkeit, Zeitfestigkeit).

Während der Strukturdimensionierung werden die Luftkräfte als konstant angenommen. Nur die in dem Programm PARA\_MAM definierten Optimierungsbereiche der Flügelstruktur werden von dem Dimensionierungs-Algorithmus berücksichtigt. In der Prozeßkette zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung erfolgt die Dimensionierung ausschließlich für die Strukturbereiche des Flügelkastens. Das Abbruchkriterium für die iterative Dimensionierung der Flügelstruktur ist ein vom Benutzer vorgegebener Wert für die Konvergenz der Strukturmasse. Hier sollen 3 die Dimensionierung der Flügelstruktur wesentlich beeinflussende Lastfälle verwendet werden. Diese Lastfälle sind in Tabelle 5.12 angegeben.

Lastfall	Aerodynamische Lasten	Beschleunigung	Festigkeitsgrenze
Reiseflug	Reiseflug	1.0 g	Zeitfestigkeit
Abfangmanöver	Reiseflug skaliert mit 2.5	2.5 g	statische Festigkeit
Landestoß	-	1.3 g	statische Festigkeit

Tabelle 5.12: Verwendete Lastfälle für die Dimensionierung der Flügelstruktur.

Die von den atmosphärischen Turbulenzen hervorgerufenen ständigen dynamischen Änderungen der auftretenden Lasten führen zur Materialermüdung der Tragflügelstruktur. Deshalb werden die Reisefluglasten zur Dimensionierung der Tragflügelstruktur mit den Zeitfestigkeitskennwerten verwendet. Die Lasten für den Lastfall des Abfangmanövers werden in dieser Arbeit durch eine Skalierung der Reisefluglasten mit dem entsprechenden Lastvielfachen ermittelt. Sowohl die Lasten des Abfangmanövers als auch die Lasten des Landestoßes werden aufgrund ihres geringen Auftretens in den Lastkollektiven mit den Materialkennwerten für die statische Festigkeit in der Strukturdimensionierung berücksichtigt.

Zur Dimensionierung wird das Versagenskriterium nach maximaler Spannung verwendet. Dazu werden die berechneten Zug- und Druckspannungen  $\sigma_{t,n}$  und  $\sigma_{c,n}$  in jedem Element mit den zulässigen Spannungen  $\sigma_{zul}$  des Materials für den jeweiligen Lastfall  $i \in [1, \dots, N]$  verglichen. Die zulässigen Spannungen eines Lastfalls berechnen sich dabei aus den zugeordneten Festigkeitskennwerten  $\sigma_{FK}$  und dem Sicherheitsfaktors  $S$  nach folgender Formel:

$$\sigma_{zul} = \frac{\sigma_{FK}}{S} \quad (5.27)$$

Aus den berechneten und zulässigen Spannungen werden die minimalen Dicken der Elemente für jeden Lastfall bestimmt. Ist der größte Wert der berechneten minimalen Dicken eines Elements größer als die Mindestdicke des Elements  $t_{min}$ , wird dieser Wert für die Dicke des Element  $t_{n+1}$  verwendet. Unterschreitet der größte Wert der berechneten minimalen Dicken eines Elements hingegen die Mindestdicke des Elements, wird der Wert der Mindestdicke für das Element verwendet. In Gleichung 5.28 ist die Berechnung der Elementdicke  $t_{n+1}$  in Abhängigkeit der vorherigen Elementdicke  $t_n$ , der berechneten Spannungen  $\sigma_n$  und der zulässigen Spannungen  $\sigma_{zul}$  angegeben.

$$t_{n+1} = \max \left[ \max \left[ t_{min}, \max \left( t_n \cdot \frac{(\sigma_{t,n})_i}{(\sigma_{t,zul})_i} \right) \right], \max \left[ t_{min}, \max \left( t_n \cdot \frac{(\sigma_{c,n})_i}{(\sigma_{c,zul})_i} \right) \right] \right], \quad (5.28)$$

für alle  $i \in [1, \dots, N]$

Für die multidisziplinären Tragflügeloptimierungen werden für alle Bauteile des Flügels die Materialkennwerte der Aluminiumlegierung 7075-T6 verwendet. Dies stellt eine Vereinfachung gegenüber einer der Belastung entsprechenden Werkstoffwahl für die einzelnen Bauteile dar. In Tabelle 5.13 sind die verwendeten Materialkennwerte dieser Aluminiumlegierung angegeben. Als Materialkennwert für die statische Festigkeit wird hier die Dehngrenze  $R_{p0.2}$  der Aluminiumlegierung 7075-T6 verwendet. Die Materialkennwerte der Aluminiumlegierung 7075-T6 werden dazu mit Ausnahme der Zeitfestigkeit aus dem Luftfahrttechnischen Handbuch [157] entnommen.

Elastizitätsmodul $E$	Poisson-Zahl $\nu$	Schubmodul $G$	Dichte $\rho_{Al}$	Verwendete Festigkeitskennwerte			
				Statische Festigkeit		Zeitfestigkeit	
				Zug $\sigma_{t,FK}$	Druck $\sigma_{c,FK}$	Zug $\sigma_{t,FK}$	Druck $\sigma_{c,FK}$
71.7 GPa	0.33	26.9 GPa	2800 kg/m <sup>3</sup>	470 MPa	470 MPa	180 MPa	180 MPa

Tabelle 5.13: Verwendete Materialkennwerte der Aluminiumlegierung 7075-T651.

Eine rechnerische Abschätzung des Schwingfestigkeitsverhaltens und die daraus folgenden Zeit- und Dauerfestigkeitswerte sind für Aluminiumlegierungen von Schwarmann, Nguyen-Hoang und Hilling [158] veröffentlicht worden. Als Materialkennwert im Bereich der Zeitfestigkeit wird für die Zug- und Druckbelastung ein Wert von  $\sigma_{FK} = 180$  MPa gewählt. Unter Berücksichtigung des in Tabelle 5.14 angegebenen Sicherheitsfaktors folgt daraus eine zulässige Spannung in der Größenordnung von  $\sigma_{zul} = 120$  MPa für den Reiseflug. Dieser Wert entspricht in etwa der bei einer Zugschwellbelastung ( $\sigma_m = \sigma_a$ ) in [158] ermittelten Dauerfestigkeit der Aluminiumlegierung 7075-T6 mit einer Formzahl von  $\alpha_k = 3$ . Dabei beschreibt die Formzahl  $\alpha_k$  die örtliche Spannungserhöhung infolge einer Kerbwirkung. Mit der Wahl der Materialkennwerte im Bereich der Zeitfestigkeit wird somit das bei zyklischer Belastung in der Regel an Kerben auftretende Materialversagen berücksichtigt.

Eine den unterschiedlichen Belastungsarten angepaßte Werkstoffauswahl für die Flügelober- und Flügelunterseite sollte Inhalt weiterführender Untersuchungen sein. Die Werkstoffkennwerte im Zeitfestigkeitsbereich können aus einer Lebensdauerbetrachtung mit der Palmgren-Miner-Regel [159], [160] bestimmt werden. Dafür sind Annahmen über die auftretenden Belastungen über die gesamte Lebensdauer des Flugzeugs notwendig. Weiterhin sind bei der Auswahl einer Aluminiumlegierung im Bereich der Schadenstoleranz auch die Rißausbreitung und die Restfestigkeit zu berücksichtigen.

Der verwendete Sicherheitsfaktor und die minimalen Dicken der Elemente sind nach Bauteilen sortiert in Tabelle 5.14 zusammengefaßt.

Der Sicherheitsfaktor setzt sich dabei aus dem in den Zulassungsvorschriften CS-25/FAR 25 geforderten Wert von 1.5 und einem Kalibrierungsfaktor von 1.03 zusammen. Dieser Kalibrierungsfaktor basiert auf vom Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik des DLR vorgenommenen Validierungsrechnungen des hier zur Dimensionierung der Tragflügelstruktur verwendeten Programms S\_BOT [154]. Weiterhin erfolgte die Festlegung der zu verwendenden Mindestdicken der Bauteile unter Berücksichtigung fertigungstechnischer Gesichtspunkte.



Sicherheitsfaktor $S$	Verwendete Mindestdicken für die Dimensionierung der Bauteile		
	$t_{min}$ Holme	Rippen	Beplankung
$1.5 \cdot 1.03 = 1.545$	3.2 mm	2.0 mm	1.6 mm

Tabelle 5.14: Sicherheitsfaktor und verwendete Mindestdicken.

### 5.1.8 Interpolation für die Strömungs-Struktur-Kopplung

Das Interpolationsprogramm MESH2MESH [32] wird für die Strömungs-Struktur-Kopplung zwischen dem aerodynamischen Oberflächennetz und dem strukturemechanischen Oberflächennetz zur Interpolation der Kräfte und Verformungen verwendet. Dieses Interpolationsprogramm kommt in dieser Arbeit in der Prozeßkette der Strömungs-Struktur-Interaktion mit einem schwach gekoppelten Modell entsprechend Abschnitt 4.3 zum Einsatz. Das Interpolationsprogramm MESH2MESH wurde vom Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR entwickelt und z.B. von Keye et al. [35], Keye [36] und Keye und Rudnik [37] erfolgreich angewendet.

Wie in Abschnitt 4.3 beschrieben, wird mit dem Interpolationsprogramm MESH2MESH die Oberflächendruckverteilung vom aerodynamischen Netz auf das strukturemechanische Netz interpoliert und in Knotenkräfte umgerechnet. Für die Interpolation der aerodynamischen Lasten von dem aerodynamischen Netz zum strukturemechanischen Netz wird hier die „Nearest-Neighbor-Search“-Methode [161] ausgewählt. Für jede Zelloberfläche des aerodynamischen Netzes wird aus dem Oberflächendruck ein im Flächenschwerpunkt angreifender und senkrecht zur Oberfläche ausgerichteter Kraftvektor berechnet. Von diesem Kraftangriffspunkt ausgehend, wird der nächste Oberflächenknoten des strukturemechanischen Netzes bestimmt. Anschließend wird der Kraftvektor auf das strukturemechanische Netz übertragen und um ein aus der Verschiebung resultierendes Moment ergänzt. Dieses Vorgehen wird für jede Zelloberfläche des aerodynamischen Netzes wiederholt. Werden dabei einem Oberflächenknoten des strukturemechanischen Netzes mehrere Kraft- und Momentenvektoren zugeordnet, so werden diese aufsummiert. Im Gegensatz zur linearen Interpolation ist die „Nearest-Neighbor-Search“-Methode konservativ hinsichtlich der Kräfte- und Momentenbilanz. Dies bedeutet, daß die Summe aller Kräfte und Momente des aerodynamischen Netzes denen der Summe aller interpolierten Kräfte und Momente des strukturemechanischen Netzes entspricht. Ein Vergleich dieser Methode mit der linearen Interpolation wird von Kroll, Heinrich, Krueger und Nagel [32] für die Interpolation der aerodynamischen Kräfte von einem aerodynamischen Netz auf ein strukturemechanisches Netz angegeben.

Nach der Berechnung der Strukturdeformation mit dem Strukturanalyseprogramm interpoliert das Programm MESH2MESH auch die Verschiebung der Knoten des strukturemechanischen Netzes zurück auf das aerodynamische Netz. Weil die „Nearest-Neighbor-Search“-Methode dafür nicht geeignet ist, wird hier die „Volume-Spline“-Interpolation von Beckert und Wendland [162] verwendet. Diese Methode eignet sich nach Beckert und Wendland gut für glatte Funktionsverläufe, wie der Strukturverformung eines Flugzeugflügels.

### 5.1.9 Deformation des aerodynamischen Volumennetzes

Mit dem vorher beschriebenen Interpolationsprogramm MESH2MESH wird das deformierte aerodynamische Oberflächennetz erzeugt. Ausgehend von diesem deformierten aerodynamischen Oberflächennetz und dem unverformten Volumennetz wird mit dem Deformationsmo-

dul des TAU-Codes eine Deformation des aerodynamischen Volumennetzes durchgeführt. Dazu verwendet das Deformationsmodul des TAU-Codes eine algebraische Methode [163], welche für kleine Verschiebungen nach Kroll et al. [32] sehr robust ist.

### 5.1.10 Relaxation der Deformationen

Die Relaxation der Deformationen bietet die Möglichkeit, die Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung positiv zu beeinflussen. Dazu werden die von der Struktursimulation berechneten Deformationen nicht in vollem Umfang für die Strömungssimulation im nächsten Kopplungsschritt verwendet. Der Verschiebungsvektor  $\vec{u}$  wird entsprechend des gewählten Relaxationsfaktors  $RF$  aus den Verschiebungsvektoren des vorhergehenden und des aktuellen Kopplungsschritts bestimmt:

$$\vec{u} = \vec{u}_{i-1} + RF (\vec{u}_i - \vec{u}_{i-1}) \quad \text{mit } RF \in [0, \dots, 1] \quad (5.29)$$

Durch die Relaxation werden die Verformungen des Tragflügels über den Verlauf der Strömungs-Struktur-Kopplung gedämpft. Eine andere Möglichkeit die Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung zu beeinflussen ist die Relaxation der auf die Struktur wirkenden aerodynamischen Kräfte.

Bei der hier betrachteten Prozeßkette beeinflusst auch die integrierte Dimensionierung der Tragflügelstruktur die Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung. Um Wechselwirkungen zwischen der Relaxation und der Dimensionierung zu vermeiden, wird die Relaxation der Deformationen erst ab dem Kopplungsschritt 12 aktiviert. Als Relaxationsfaktor wird hierbei ein Wert von  $RF = 0.5$  gewählt.

### 5.1.11 Optimierungsverfahren

Als Optimierungsverfahren wird in der Prozeßkette zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung der in Abschnitt 4.5.2 ausgewählte Subplex-Algorithmus von Rowan [164] verwendet. Der Subplex-Algorithmus gehört zur Klasse der deterministischen Verfahren 0. Ordnung und basiert auf dem in Abschnitt 4.5.1 vorgestellten Simplex-Algorithmus von Nelder und Mead [51].

Die Verwendung des Subplex-Verfahrens bietet mit zunehmender Anzahl der Entwurfsparameter gegenüber dem Simplex-Algorithmus Vorteile. Beim Subplex-Verfahren wird der Parameterraum in kleinere den Sensitivitäten entsprechende Unterräume zerlegt. Dort findet der Simplex-Algorithmus bis zu einem vom Anwender vorzugebenden Abbruchkriterium mit anschließender den Sensitivitäten entsprechenden Neuordnung der Unterräume Anwendung. Durch dieses Vorgehen kann die Konvergenz des Optimierungsverfahrens bei stark unterschiedlichen Sensitivitäten in den einzelnen Parameterrichtungen und einer großen Anzahl an Entwurfsparametern verbessert werden.

## 5.2 Bestimmung der Widerstandsanteile

Der Gesamtwiderstandsbeiwert des Flugzeugs setzt sich hier aus dem als konstant angenommenen Rumpf- und Leitwerkswiderstandsbeiwert  $C_{D,B}$  und dem aus der reibungsbehafteten Strömungssimulation stammenden Widerstandsbeiwert des Tragflügels  $C_{D,W}$  entsprechend Bild 5.7 zusammen.

Aus der Strömungssimulation des Tragflügels folgen der Widerstandsbeiwert der tangentialen Kräfte, welcher als Reibungswiderstand des Flügels  $C_{Df,W}$  bezeichnet wird und der Widerstandsbeiwert der normalen Kräfte, welcher den Druckwiderstandsbeiwert des Flügels  $C_{Dp,W}$

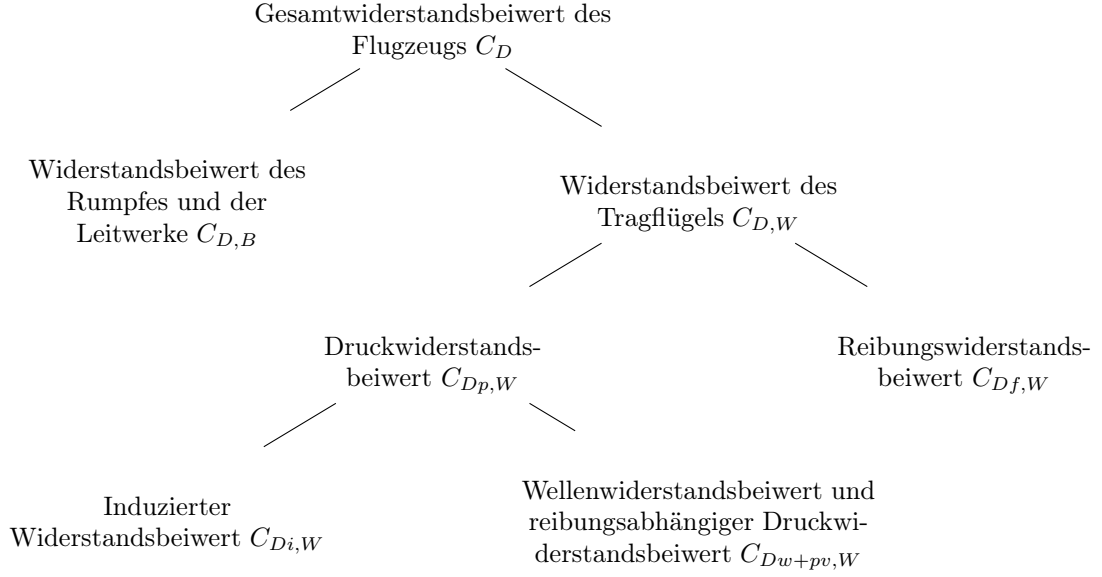


Bild 5.7: Bestimmung der Widerstandsanteile des Tragflügels aus dem Gesamtwiderstand des Flugzeugs.

darstellt. Der Druckwiderstandsbeiwert des Flügels  $C_{Dp,W}$  wird nun in den induzierten Widerstandsbeiwert  $C_{Di,W}$  und die Summe aus Wellenwiderstandsbeiwert und reibungsabhängigen Druckwiderstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$  aufgeteilt. Dazu wird der induzierte Widerstandsbeiwert  $C_{Di,W}$  aus der Zirkulationsverteilung des Tragflügels berechnet. Auf diese Berechnung soll an dieser Stelle näher eingegangen werden.

Mit dem Programm AeroForce [165] wird die Zirkulationsverteilung in Spannweitenrichtung aus der Oberflächendruckverteilung des Tragflügels bestimmt. Der induzierte Widerstand ist nach dem Verschiebungssatz von Munk [166] bei planaren Tragflügelgeometrien nur von der Zirkulationsverteilung in Spannweitenrichtung abhängig. Dabei ist es für den induzierten Widerstand gleichgültig, ob die Zirkulationsverteilung durch den Flügelgrundriß, durch die Verwindung oder die Wölbung der Flügelfläche erzeugt wird. Somit kann der induzierte Widerstand für planare Tragflügelgeometrien aus der Zirkulationsverteilung mit den Bestimmungsgleichungen der einfachen Traglinientheorie berechnet werden. Die einfache Traglinientheorie wird von Schlichting und Truckenbrodt [75] ausführlich beschrieben. Hier sollen nur einige der wichtigsten Formeln zur Bestimmung des induzierten Widerstands angegeben werden.

Nach Kutta-Joukowski kann der Auftrieb  $dL$  eines Flügelabschnitts der Breite  $dy$  aus dessen Zirkulation  $\Gamma(y)$  berechnet werden:

$$dL = \rho V \Gamma(y) dy \quad (5.30)$$

Der induzierte Widerstand dieses Flügelabschnitts kann mit der von der abgehenden freien Wirbelschicht induzierten Abwärtsgeschwindigkeit  $w_i$  folgendermaßen bestimmt werden:

$$dD_i = \frac{w_i}{V} dL \quad (5.31)$$

Aus der Integration in Spannweitenrichtung ergeben sich in Abhängigkeit der dimensionslosen Spannweitenkoordinate  $\eta = 2y/b$  und der dimensionslosen Zirkulation  $\gamma(\eta) = \Gamma(\eta)/(bV)$  der Auftriebs- und der induzierte Widerstandsbeiwert:

$$C_L = A \int_{-1}^1 \gamma(\eta) d\eta \quad (5.32)$$

$$C_{Di} = \frac{A}{V} \int_{-1}^1 \gamma(\eta) w_i(\eta) d\eta \quad (5.33)$$

Mit dem Gesetz von Biot-Savart ergibt sich aus der freien Wirbelschicht eine induzierte Verteilung der Abwärtsgeschwindigkeit in Spannweitenrichtung  $w_i(\eta)$  von:

$$w_i(\eta) = \frac{V}{2\pi} \int_{-1}^1 \frac{d\gamma}{d\hat{\eta}} \frac{d\hat{\eta}}{\eta - \hat{\eta}} \quad (5.34)$$

Die Berechnung des induzierten Widerstandsbeiwerts wird in dieser Arbeit unter der vereinfachten Annahme planarer Tragflügelgeometrien vorgenommen. Dazu wird das Programm LIDRAG [167] von Dave Ives verwendet. Dieses Programm nähert die vorgegebene Zirkulationsverteilung mit einer Fourier-Reihe folgender Form an:

$$\gamma(\vartheta) = 2 \sum_{i=1}^M P_i \sin(i\vartheta) \quad \text{mit} \quad \cos \vartheta = \eta \quad \text{und} \quad (0 \leq \vartheta \leq \pi) \quad (5.35)$$

Dabei wird die dimensionslose Spannweitenkoordinate  $\eta$  durch  $\vartheta = \arccos(\eta)$  substituiert. Für diesen Ansatz der Zirkulationsverteilung werden von Schlichting und Truckenbrodt [75] die Ergebnisse für den Auftriebsbeiwert  $C_L$  und den Widerstandsbeiwert  $C_{Di}$  in Abhängigkeit der Fourier-Koeffizienten  $P_i$  angegeben:

$$C_L = \pi A P_1 \quad (5.36)$$

$$C_{Di} = \pi A \sum_{i=1}^M i P_i^2 = \frac{C_L^2}{\pi A} + \pi A \sum_{i=2}^M i P_i^2 \quad (5.37)$$

Das verwendete Programm LIDRAG gibt nicht direkt den berechneten induzierten Widerstandsbeiwert aus, sondern den Auftriebsbeiwert  $C_L$  und den Oswald-Faktor  $e$ . Daraus kann dann der aus der Zirkulationsverteilung in Spannweitenrichtung folgende induzierte Widerstandsbeiwert des Tragflügels  $C_{Di,W}$  mit folgender Formel bestimmt werden:

$$C_{Di,W} = \frac{C_L^2}{\pi e A} \quad (5.38)$$

Die Genauigkeit der Berechnung des induzierten Widerstands ist bei diesem Vorgehen von der Approximation der Zirkulationsverteilung mit der Fourier-Reihe abhängig. Weiterhin führt die vereinfachte Annahme planarer Tragflügelgeometrien aufgrund der elastischen Tragflügelverformungen zu hier vernachlässigten Fehlern bei der Bestimmung des induzierten Widerstands.

Die Summe aus Wellenwiderstandsbeiwert und reibungsabhängigen Druckwiderstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$  ergibt sich aus der Differenz des Druckwiderstandsbeiwerts des Flügels  $C_{Dp,W}$  und des induzierten Widerstandsbeiwerts  $C_{Di,W}$  entsprechend folgender Gleichung:

$$C_{Dw+pv,W} = C_{Dp,W} - C_{Di,W} \quad (5.39)$$

Damit ist die Genauigkeit dieses Widerstandsanteils von der Genauigkeit der im Rahmen numerischen Strömungssimulation erfolgten Druckwiderstandsberechnung und der Berechnung des induzierten Widerstands abhängig. Aus der in Abschnitt 5.1.4 vorgestellten Netzkonvergenzstudie des aerodynamischen Netzes folgt eine numerische Unsicherheit in der Widerstandsrechnung des Tragflügels in der Größenordnung von  $\Delta C_{D,W} = 0.0002$  infolge der Netzauflösung. Aufgrund des für die Strömungssimulation fest vorgegebenen Auftriebsbeiwerts  $C_L$  mit einer durch das Konvergenzkriterium gewählten absoluten Genauigkeit von  $10^{-6}$  kann von einer deutlich geringeren numerischen Unsicherheit bei der Berechnung der Zirkulationsverteilung in Spannweitenrichtung gegenüber der Widerstandsberechnung ausgegangen werden. Daraus folgt, daß die Bestimmung des induzierten Widerstandsbeiwerts  $C_{Di,W}$  mit geringeren numerischen Unsicherheiten infolge der Netzauflösung behaftet ist. Somit überträgt sich die numerische Unsicherheit in der Widerstandsberechnung des Tragflügels auf die Bestimmung des Reibungswiderstandsbeiwerts  $C_{Df,W}$  und die Summe aus Wellenwiderstandsbeiwert und reibungsabhängigen Druckwiderstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$ . Auf eine weitere Aufteilung der Summe aus Wellenwiderstandsbeiwert und reibungsabhängigen Druckwiderstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$  soll hier verzichtet werden.

In der Prozeßkette zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung wird der Gesamtwiderstand des Flugzeugs  $C_D$  bestehend aus dem Widerstandsbeiwert des Rumpfes und der Leitwerke  $C_{D,B}$  und dem Widerstandsbeiwert des Tragflügels  $C_{D,W}$  in der Zielfunktion verwendet. Der Widerstandsbeiwert des Rumpfes und der Leitwerke wird dabei vorgegeben und der Widerstandsbeiwert des Tragflügels folgt aus der Strömungssimulation des Tragflügels.

## 5.3 Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung

Die in Bild 5.1 dargestellte Prozeßkette zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung beinhaltet die Bestimmung des aeroelastischen Gleichgewichts für den Reiseflug. Dabei ist die Dimensionierung der Tragflügelstruktur in diese Iterationsschleife integriert und beeinflusst somit die Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung.

Für die Strömungs-Struktur-Kopplung wird ein kombiniertes Abbruchkriterium zur Bestimmung der Konvergenz verwendet. Es werden nach jedem Kopplungsschritt die Differenzen der in Tabelle 5.15 angegebenen Größen mit dem Wert des vorhergehenden Kopplungsschrittes gebildet. Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung ist erreicht, wenn alle berechneten Differenzen die in Tabelle 5.15 angegebenen Konvergenzkriterien gleichzeitig erfüllen. Die für die entsprechenden physikalischen Größen gewählten Abbruchkriterien führen zu einer vertretbaren Iterationszahl der Strömungs-Struktur-Kopplung bis zum aeroelastischen Gleichgewicht und garantieren gleichzeitig eine Vergleichbarkeit der Ergebnisse verschiedener Tragflügelanalysen untereinander. Damit eignet sich das beschriebene Abbruchkriterium der Strömungs-Struktur-Kopplung für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung.

Der Verlauf des Kraftstoffverbrauchs  $V_F / (R m_P)$ , der Gleitzahl  $L/D$ , der Strukturmasse des Flügels  $m_W$  und der Auslenkung an der Flügelspitze  $z_t$  sind in Abhängigkeit der Strömungs-Struktur-Kopplungsschritte  $n_{cpl}$  in den Bildern 5.8 und 5.9 am Beispiel eines rückwärts und eines vorwärts gepfeilten Tragflügels dargestellt.

Sowohl der rückwärts gepfeilte Tragflügel als auch der vorwärts gepfeilte Tragflügel sind innerhalb von 11 Strömungs-Struktur-Kopplungsschritten entsprechend den Kriterien aus Tabelle 5.15 konvergiert. Die größten Änderungen über dem Verlauf der Strömungs-Struktur-Kopplung treten bei der Auslenkung an der Flügelspitze  $z_t$  auf. Dabei führen die Luftkräfte in dem ersten Kopplungsschritt zu einer Auslenkung der Tragflügels. Es ist kein Überschwingen der Tragflügelauslenkung zu beobachten, was auf eine Dämpfung durch die Strukturdimen-

Größe	Konvergenzkriterium	
Gleitzahl	$L/D$	$\pm 0.1$
Strukturmasse des Flügels	$m_W$	$\pm 50$ kg
Kraftstoffmasse	$m_F$	$\pm 50$ kg
Nutzlast	$m_P$	$\pm 50$ kg
Auslenkung an der Flügelspitze	$z_t$	$\pm 0.01$ m
Verwindung an der Flügelspitze	$\varepsilon_t$	$\pm 0.1^\circ$
Reichweite	$R$	$\pm 10$ km
Kraftstoffverbrauch	$V_F / (R m_P)$	$\pm 0.01$ l / (100 km 100 kg)

Tabelle 5.15: Verwendete Abbruchkriterien der Strömungs-Struktur-Kopplung.

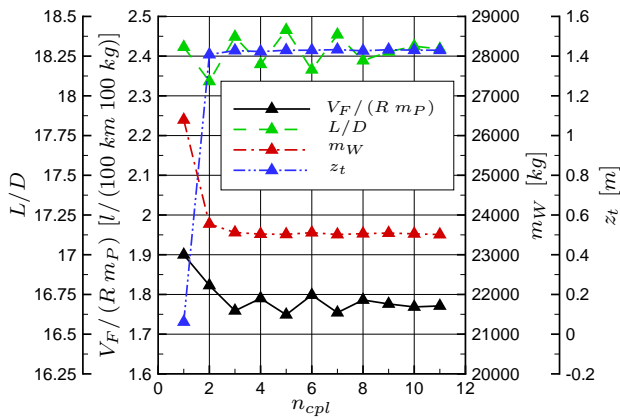


Bild 5.8: Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung beim rückwärts gepfeilten Flügel (BSW).

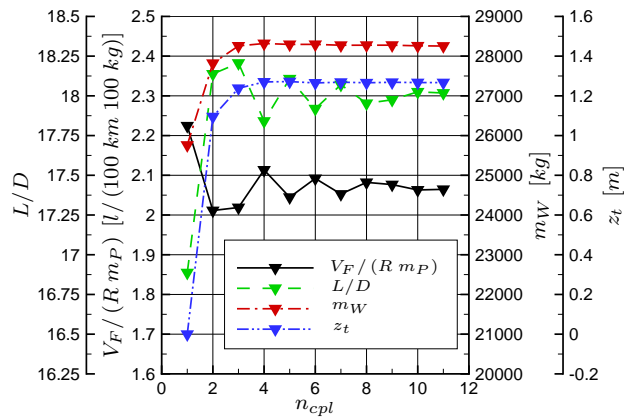


Bild 5.9: Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung beim vorwärts gepfeilten Flügel (FSW).

sionierung zurückzuführen ist. Beim rückwärts gepfeilten Tragflügel wirkt die Biege-Torsions-Kopplung im Gegensatz zum vorwärts gepfeilten Flügel entlastend. Dieser statische aeroelastische Effekt wird in Abschnitt 3.2.3 beschrieben. In Bild 5.8 ist deshalb eine große Abnahme der Strukturmasse des Flügels  $m_W$  im zweiten Kopplungsschritt zu beobachten. Analog dazu führt der aeroelastische Effekt der Biege-Torsions-Kopplung beim vorwärts gepfeilten Tragflügel in Bild 5.9 zu der erwarteten Zunahme der Strukturmasse des Flügels  $m_W$  im zweiten Kopplungsschritt. Die gedämpften Schwingungen im Verlauf der Gleitzahl  $L/D$  und des Kraftstoffverbrauchs  $V_F / (R m_P)$  klingen im Verlauf der Strömungs-Struktur-Kopplung bei beiden Tragflügeln bis zur Erfüllung der Abbruchkriterien ab. Durch die Dimensionierung der Tragflügelstruktur wird die statische Divergenz des Flügels unter den betrachteten Reiseflugbedingungen verhindert. Die beschriebene Steuerung der Strömungs-Struktur-Kopplung stellt die Vergleichbarkeit der einzelnen Tragflügel im aeroelastischen Gleichgewicht im Rahmen der durchgeführten multidisziplinären Optimierungen sicher.

## 6 Ergebnisse der Tragflügeloptimierungen

Die in Kapitel 5 beschriebene Prozeßkette wurde erstmals in [168] zur Tragflügeloptimierung mit einer reibungsfreien Modellierung der Strömung verwendet. Dabei wurden unstrukturierte Netze im Bereich der Aerodynamik eingesetzt. Die Strömungssimulation basierte auf den Euler-Gleichungen und einer Abschätzung des viskosen Widerstands über die Analogie zur turbulent umströmten ebenen Platte. Für die Dimensionierung und die Berechnung der Verformungen der Tragflügelstruktur wurde eine Struktursimulation basierend auf der Finite-Elemente-Methode verwendet. Die Dimensionierung beschränkte sich hierbei auf den Flügelkasten, welcher die Primärstruktur des Tragflügels darstellt. Auf eine den Massenbelegungen der Hochauftriebssysteme entsprechende Anpassung der Hautdicken der vorderen und hinteren Tragflügelstruktur wurde dabei verzichtet. Weiterhin wurde angenommen, daß die Masse der Primärstruktur 60 % der gesamten Strukturmasse des Flügels darstellt. Die Ergebnisse dieser Tragflügeloptimierungen wurden in Form einer Flügelgrundriß- und einer Flügelprofiloptimierung vorgestellt.

Dabei wurden für mehrere Problemfelder Lösungen entwickelt, welche zu den in der vorliegenden Arbeit vorgestellten Ergebnissen führen. In Tabelle 6.1 sind diese Probleme mit den entsprechenden Lösungsansätzen dargestellt.

Problem	Lösungsansatz
Wahl des Auslegungspunkts für den Reiseflug	Erstellung des Entwurfsdiagramms
Rechenzeit der aerodynamischen Netzgenerierung	Umstellung von unstrukturierten auf strukturierte aerodynamische Netze
Robustheit der Strömungssimulation	Verwendung der Navier-Stokes-Gleichungen anstelle der Euler-Gleichungen
Physikalische Modellierung der Aerodynamik	Verwendung der Navier-Stokes-Gleichungen anstelle der Euler-Gleichungen
Bestimmung der Strukturmasse des Flügels	Modellierung der Sekundärstruktur in Anlehnung an die Massenbelegungen der Hochauftriebssysteme
Wahl der Zielfunktion	Verwendung des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs als Zielfunktion

Tabelle 6.1: Problemfelder einer vorhergehenden multidisziplinären Tragflügeloptimierung [168] und deren Lösungsansätze.

Die in den folgenden Abschnitten vorgestellten Ergebnisse verwenden die in Kapitel 5 vorgestellte Prozeßkette zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung.

Für eine gleichzeitige Optimierung von Flügelgrundriß und Profilierung ist diese Prozeßkette aufgrund der großen Parameteranzahl und dem damit verbundenen hohen Rechenaufwand nicht vorgesehen. Deshalb werden mit Ausnahme des von dreidimensionalen Strömungsverhältnissen bestimmten Innenprofils geeignete Profilgeometrien entsprechend den Ausführungen von Abschnitt 6.1 vorgegeben.

In Abschnitt 6.2 werden Optimierungen des Innenflügelprofils und der Verwindung vorgestellt. Diese Optimierungen haben die Gleitzahl  $L/D$  als Zielfunktion und sollen ein aerodynamisch geeignetes Innenprofil sowohl für den rückwärts als auch den vorwärts gepfeilten Tragflügel bereitstellen.

Anschließend folgen in Abschnitt 6.3 die Beschreibungen von verschiedenen multidisziplinären Grundrißoptimierungen. Zu Beginn wird in Abschnitt 6.3.1 eine Optimierung ebenfalls mit der Gleitzahl  $L/D$  als Zielfunktion beschrieben, welche die aerodynamischen Grenzen des gewählten Simulationsmodells beim elastischen Tragflügel aufzeigt.

Ausgehend von den Ergebnissen der Optimierungen des Innenflügelprofils entsprechend Abschnitt 6.2 werden in Abschnitt 6.3.2 multidisziplinäre Grundrißoptimierungen des Tragflügels mit der Reichweite  $R$  und des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs  $V_F / (R m_P)$  als Zielfunktion vorgestellt. Diese multidisziplinären Grundrißoptimierungen zeigen den Einfluß der beiden unterschiedlichen Zielfunktionen auf das Optimierungsergebnis. Weiterhin beinhalten die multidisziplinären Tragflügeloptimierungen von Abschnitt 6.3.2 sowohl Ergebnisse für rückwärts gepfeilte Tragflügel als auch Ergebnisse für Flügel mit Vorwärtspfeilung.

Für eine robuste und effiziente Suche des Maximums bzw. Minimums der Zielfunktion wird für alle Tragflügeloptimierungen der in Abschnitt 4.5.2 ausgewählte Subplex-Algorithmus verwendet. Dabei waren für jede einzelne Tragflügelberechnung 6 bis 13 Strömungs-Struktur-Kopplungsschritte bis zum aeroelastischen Gleichgewicht notwendig. Ein Überblick über die benötigten Rechenzeiten wird in Abschnitt 6.4 gegeben.

Die für alle durchgeführten Tragflügeloptimierungen geltenden Nebenbedingungen werden im folgenden Abschnitt vorgestellt.

## 6.1 Nebenbedingungen der Optimierungsrechnungen

Bei den Tragflügeloptimierungen wird ein typisches Langstreckenverkehrsflugzeug betrachtet, welches auf dem Konzeptentwurf von Abschnitt 3.1 basiert. Die in Tabelle 3.1 formulierten Anforderungen bilden einen Teil der in Tabelle 6.2 angegebenen Nebenbedingungen für die Optimierungsrechnungen. Dazu gehören die Vorgabe der maximalen Startmasse  $m_{MTO}$  und der Mach-Zahl  $Ma$  im Reiseflug.

Weiterhin stellt der aus dem Konzeptentwurf der Basiskonfiguration folgende Entwurfspunkt entsprechend Abschnitt 3.1 mit den in Tabelle 3.5 angegebenen Werten einen weiteren Teil der Nebenbedingungen von Tabelle 6.2 dar. Dazu zählen die Vorgabe der Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$  und der Flugbedingungen in Form der Flughöhe  $H$  und des Auftriebsbeiwerts  $C_L$ . Zusätzlich wird der Widerstandsbeiwert für Rumpf und Leitwerk  $C_{D,B}$ , welcher dem Nullwiderstandsbeiwert der festen Komponenten  $C_{D0fix}$  entspricht, vom Konzeptentwurf der Basiskonfiguration übernommen.

Für das Strukturmassenverhältnis ohne Flügel wird basierend auf den von Jacob [94] angegebenen Zahlen für die Massenaufteilung eines Langstreckenverkehrsflugzeugs ein Wert von  $m_{Res}/m_{MTO} = 0.33$  vorgegeben. Der gewählte Reservekraftstoffanteil  $m_{F,res}/m_F$  entspricht dem in der Zulassungsvorschrift CS-25/FAR 25 geforderten Wert. Als weitere Nebenbedingung wird nach Raymer [3] ein spezifischer Kraftstoffverbrauch von  $SFC = 14.163 \text{ g/(kNs)}$  für ein Zweikreisturbinenluftstrahltriebwerke mit hohem Nebenstromverhältnis angenommen.

Die gewählten Nebenbedingungen für die folgenden Tragflügeloptimierungen sind in Tabelle 6.2 zusammengefaßt.

Weiterhin wird bei den Optimierungen mit der Reichweite als Zielfunktion ein Nutzlastverhältnis von  $m_P/m_{MTO} = 0.2$  angenommen. Gleiches gilt für die Optimierungsrechnungen mit der Gleitzahl als Zielfunktion. Die Optimierungen mit dem auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauch als Zielfunktion werden mit einer vorgegebenen Reichweite von  $R = 12000 \text{ km}$  durchgeführt.

Eine weitere geometrische Nebenbedingung für die Optimierungsrechnungen ist die Vorga-



<b>Flugzeug</b>	
Maximale Startmasse	$m_{MTO} = 210\,000\text{ kg}$
Strukturmassenverhältnis ohne Flügel	$m_{Res}/m_{MTO} = 0.33$
Reservekraftstoffanteil	$m_{F,res}/m_F = 0.06$
Spezifischer Kraftstoffverbrauch	$SFC = 14.163\text{ g/(kNs)}$
Flächenbelastung	$m_{MTO}/S = 580\text{ kg/m}^2$
Widerstandsbeiwert Rumpf und Leitwerk	$C_{D,B} = 0.0084$
<b>Flugbedingung</b>	
Mach-Zahl	$Ma = 0.85$
Flughöhe	$H = 10363\text{ m } (FL = 340)$
Auftriebsbeiwert	$C_L = 0.45$

Tabelle 6.2: Nebenbedingungen der multidisziplinären Tragflügeloptimierungen.

be der Profilgeometrien für die in den Optimierungsrechnungen verwendeten Ausgangsflügel. Bei den Optimierungen von Abschnitt 6.2 wird das Flügelinnenprofil optimiert und bei den Grundrißoptimierungen von Abschnitt 6.3.2 wird die relative Profildicke in den verschiedenen Profilschnitten als Entwurfparameter berücksichtigt. Für den Ausgangsflügel werden dabei die transsonischen Profile des DLR-F12 Modells verwendet. Die Geometrie dieses Modells entspricht der im Maßstab verkleinerten Geometrie des DLR F11-Modells, welches im DLR-Projekt „Dreiflächen-Flugzeug (3FF)“ von Wichmann, Strohmeyer und Streit [79] untersucht wurde. Dabei ist die Rumpfgeometrie der generischen DLR-F12 Konfiguration der Geometrie eines Airbus A340 ähnlich. Beim Tragflügel des DLR-F12 Modells handelt es sich mit einer Auslegungsmachzahl von  $Ma = 0.85$  um einen Flügelentwurf für ein Langstreckenverkehrsflugzeug. Die Profile haben entsprechend der hohen Auslegungsmachzahl eine relativ geringe relative Profildicke und besitzen gerade im Außenflügelbereich kleine Nasenradien. Aufgrund der für ein Langstreckenverkehrsflugzeug entworfenen transsonischen Profilgeometrien mit der gleichen Auslegungsmachzahl eignen sich die Profile des DLR-F12 Modells für die hier betrachteten Tragflügel. Lediglich im Mittelschnitt ist eine Modifikation der Profilgeometrien wegen des fehlenden Rumpfes notwendig.

Die Topologie der Tragflügelstruktur bleibt in dieser Arbeit unverändert und stellt somit ebenfalls eine geometrische Nebenbedingung für die Optimierungsrechnungen dar. Entsprechend den Ausführungen von Abschnitt 5.1.6 besteht der Flügelkasten aller Tragflügel der vorliegenden Arbeit aus einem Vorderholm bei 15 % der Flügeltiefe, einem Hinterholm bei 70 % der Flügeltiefe und 39 in Flugrichtung ausgerichteten Rippen. Weiterhin werden alle Tragflügel mit der in Abschnitt 5.1.6 vorgegebenen Massenbelegung des Hochauftriebssystems modelliert.

## 6.2 Optimierungen des Innenflügelprofils und der Verwindung

Die aerodynamische Leistung eines transsonischen Tragflügels mittlerer Streckung ist stark von der Profilform abhängig. Eine gleichzeitige Optimierung aller Flügelprofile des Tragflügels soll aufgrund der großen Parameteranzahl und dem damit verbundenen hohen Rechenaufwand im Rahmen dieser Arbeit nicht durchgeführt werden.

Das Ergebnis einer Profilloptimierung ist im allgemeinen vom Grundriß des Tragflügels abhängig. Der Flügelschnitt in der Symmetrieebene hat aufgrund seiner großen Flügeltiefe und der transsonischen Entpfeilung der Isobaren einen großen Einfluß auf den Widerstand des Tragflü-

gels. Im Bereich der Flügelwurzel bewirkt die Entpfeilung der Isobaren, daß dort die positiven Effekte der Tragflügelpfeilung entsprechend Abschnitt 3.2.1 nicht mehr voll zum Tragen kommen. Die Zunahme des transsonischen Wellenwiderstands durch die Entpfeilung der Isobaren soll hier durch die Optimierung des Innenflügelprofils vermieden werden.

Um die dreidimensionalen Effekte am Innenflügelprofil zu erfassen, ist eine Berücksichtigung der Tragflügelgeometrie für die Innenprofloptimierung erforderlich. Als Zielfunktion der Optimierung wird die Gleitzahl  $L/D$  gewählt, welche bei dem vorgegebenen Auftriebsbeiwert entsprechend Tabelle 6.2 einer Widerstandsoptimierung entspricht. Der Gesamtwiderstandsbeiwert des Flugzeugs  $C_D$  beinhaltet, wie in Bild 5.7 dargestellt, einen von der spannweitigen Auftriebsverteilung abhängigen induzierten Widerstandsbeiwert  $C_{Di,W}$ . Das Ziel der Optimierung des Innenflügelprofils ist eine Reduzierung des transsonischen Wellenwiderstands im Innenflügelbereich ohne durch eine Anpassung der Profilkontur eine aerodynamische Verwindung zur Reduzierung des induzierten Widerstands vorzusehen. Aufgrund des in der Zielfunktion enthaltenen induzierten Widerstands und der Möglichkeit zur Beeinflussung der spannweitigen Auftriebsverteilung durch eine aerodynamische Verwindung ist dies hier nicht auszuschließen. Deshalb wird die Optimierung des Innenflügelprofils um den zusätzlichen Entwurfsparameter der Verwindung  $\varepsilon_{jig}$  zur Anpassung der spannweitigen Auftriebsverteilung ergänzt.

Weil die vorgegebene Tragflügelgeometrie den unbelasteten Flügel darstellt und die aeroelastischen Effekte des Pfeilflügels entsprechend Abschnitt 3.2.3 die spannweitige Auftriebsverteilung beeinflussen, wird die Optimierung mit der vollständigen Prozeßkette zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung durchgeführt. Dies beinhaltet die Berücksichtigung der Strömungs-Struktur-Kopplung bis zum aeroelastischen Gleichgewicht. Das von der Steifigkeit der Tragflügelstruktur abhängige elastische Verformungsverhalten des Tragflügels wird dabei von der in die Prozeßkette integrierten Dimensionierung des Flügelkastens bestimmt. Damit unterscheidet sich diese Optimierung des Innenflügelprofils und der Verwindung nur in den gewählten Entwurfsparametern und der gewählten Zielfunktion von den folgenden multidisziplinären Tragflügeloptimierungen.

Für den Ausgangsflügel werden entsprechend den Ausführungen von Abschnitt 6.1 die transsonischen Profile des DLR-F12 Modells verwendet. Dazu werden 7 Profilschnitte unter der Verwendung von jeweils 10 Profilparametern mit der CST-Methode parametrisiert. Als Entwurfsparameter für die Tragflügeloptimierung werden lediglich die 10 Bernstein-Polynomkoeffizienten des Profils in der Symmetrieebene und die Verwindung  $\varepsilon_{jig}$  ausgewählt. Die spannweitige Verteilung der relativen Profildicke  $t/c$  wird ebenfalls vom DLR-F12 Modell übernommen und ist in Bild 6.1 dargestellt. Bei den Optimierungen des Innenflügelprofils und der Verwindung wird die Profildicke bei der Variation der Profilform im Innenflügelbereich durch eine Skalierung konstant gehalten. Dabei erfolgt die Skalierung der Profildicke indem die Punkte der Profilkontur in Richtung der z-Koordinate verschoben werden. Dies ermöglicht eine geringere Wechselwirkung der Geometrieänderungen zwischen Profilober- und Profilunterseite und ist mit einer Änderung der Profilwölbung verbunden.

Die Profilgeometrie in der Symmetrieebene wird innerhalb der Optimierung auf das nächste Profil in Spannweitenrichtung bei  $\eta = 0.05$  übertragen. Alle weiteren Profilgeometrien entsprechen, wie in Bild 6.1 dargestellt, denen mit jeweils 10 Bernstein-Polynomkoeffizienten parametrisierten Geometrien der DLR-F12 Profile. Zwischen den 7 Profilschnitten wird jeweils ein linearer Strak verwendet.

Der Verwindungswinkel bei  $\eta = 0.0$  wird bei allen Tragflügeloptimierungen auf einen Wert von  $\varepsilon_{jig,1} = 0.0^\circ$  gesetzt. Zusätzlich wird für alle Optimierungen des Tragflügels ein in Spannweitenrichtung linearer Verlauf des Verwindungswinkels  $\varepsilon_{jig}$  entsprechend folgender Formel vorgegeben:

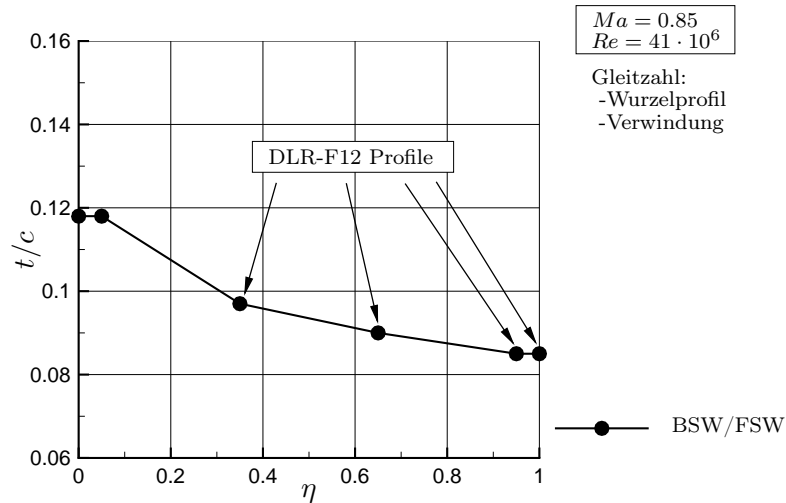


Bild 6.1: Vorgegebene relative Profildickenverteilungen und Profilgeometrien für die Optimierungen mit der Gleitzahl als Zielfunktion.

$$\varepsilon_{jig}(\eta) = \varepsilon_{jig,7} \eta \quad (6.1)$$

Folglich steht zur Beschreibung der Tragflügelverwindung nur der Verwindungswinkel  $\varepsilon_{jig,7}$  bei  $\eta = 1.0$  als Entwurfparameter zur Verfügung. Mit der Verwendung von nur einem Entwurfparameter für die Verwindung des Tragflügels lassen sich die Verläufe des Verwindungswinkels  $\varepsilon_{jig}(\eta)$  bei den Mehrfachtrapezflügeln realer Verkehrsflugzeuge nicht abbilden. Hier wird diese starke Vereinfachung gewählt, um die Anzahl der Entwurfparameter so gering wie möglich zu halten. Dabei ist die Wahl eines in Spannweitenrichtung linearen Verlaufs der denkbar einfachste Ansatz für den betrachteten Einfachtrapezflügel. Weiterhin gibt dieser Ansatz die Verläufe des Verwindungswinkels im äußeren Trapez des Tragflügels z.B. vom Kurzstreckenflugzeug Airbus A320, vom Langstreckenverkehrsflugzeug Airbus A380 entsprechend den Diagrammen im Lehrbuch von Obert [137] und vom des auf der Boeing 777 basierenden „NASA Common Research Models“ nach Rivers, Hunter und Campbell [169] recht gut wieder.

In Tabelle 6.3 wird ein Überblick über die Tragflügelgeometrien und die Entwurfparameter der durchgeführten Profil- und Verwindungsoptimierungen gegeben.

			Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)	Vorwärts gepfeilter Tragflügel (FSW)
Tragflügelgeometrien	Streckung	$A$	10	10
	Pfeilung Vorderkante	$\varphi_{LE}$	35 °	−24 °
	Pfeilung bei $x/c = 0.5$	$\varphi_{0.5}$	29.5 °	−30.1 °
	Pfeilung bei $x/c = 0.425$	$\varphi_{0.425}$	30.4 °	−29.2 °
	Pfeilung Hinterkante	$\varphi_{TE}$	23.4 °	−35.4 °
	Zuspitzung	$\lambda$	0.2	0.2
Entwurfparameter	Verwindung	$\varepsilon_{jig,7}$ bei $\eta = 1.0$	$\varepsilon_{jig}$	$\varepsilon_{jig}$
	Profilform Oberseite	Bei $\eta = 0.0$ und $\eta = 0.05$	$(\Delta B_1)_u$ bis $(\Delta B_5)_u$	$(\Delta B_1)_u$ bis $(\Delta B_5)_u$
	Profilform Unterseite	Bei $\eta = 0.0$ und $\eta = 0.05$	$(\Delta B_1)_l$ bis $(\Delta B_5)_l$	$(\Delta B_1)_l$ bis $(\Delta B_5)_l$

Tabelle 6.3: Überblick über die verwendeten Tragflügelgeometrien und Entwurfparameter der Profil- und Verwindungsoptimierungen.

Der Pfeilwinkel des vorwärts gepfeilten Tragflügels wird so gewählt, daß bei einer Zuspitzung von jeweils  $\lambda = 0.2$  die Pfeilwinkel der Linien bei  $x/c = 0.5$  des rückwärts und des vorwärts gepfeilten Flügels ungefähr gleich groß sind. Dadurch sind beide Flügel im Hinblick auf ihre aerodynamischen Leistung im transsonischen Reiseflug vergleichbar ausgelegt. Weiterhin folgt aus der Wahl dieses Pfeilwinkels ein vergleichbarer Pfeilwinkel der Mittellinie des Flügelkastens. Die Mittellinie des Flügelkastens liegt bei beiden Tragflügeln aufgrund einer identischen Topologie des Flügelkastens und gleicher Holmlagen entsprechend Abschnitt 6.1 bei einer relativen Profiltiefe von  $x/c = 0.425$ . In Tabelle 6.3 sind die entsprechenden Pfeilwinkel für  $x/c = 0.5$  und  $x/c = 0.425$  angegeben. Durch die gepfeilte Ausrichtung des Flügelkastens wird die Strukturauslegung und damit die Strukturmasse maßgeblich beeinflusst.

Der Verlauf der Gleitzahl während der Optimierung ist in Bild 6.2 jeweils für die Optimierung des rückwärts gepfeilten Tragflügels (BSW) und des vorwärts gepfeilten Tragflügels (FSW) dargestellt. Die betrachtete Gleitzahl beschreibt dabei entsprechend den Nebenbedingungen von Abschnitt 6.1 die aerodynamische Leistung des gesamten Flugzeugs und beinhaltet den als konstant angenommenen Widerstandsbeiwert des Rumpfes und der Leitwerke.

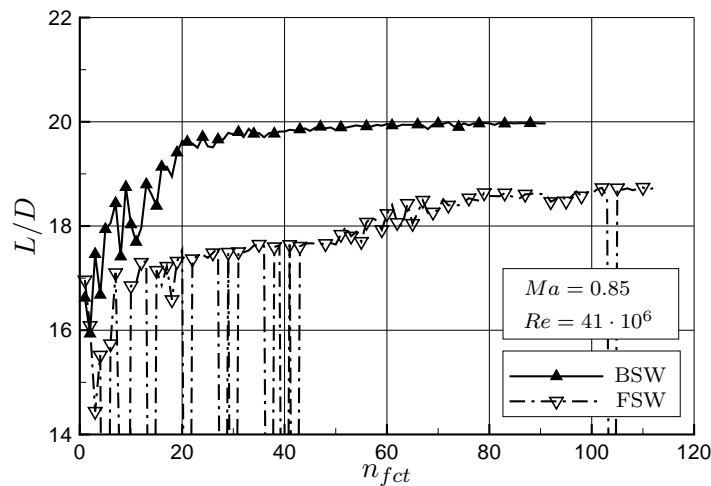


Bild 6.2: Verlauf der Gleitzahl während der Optimierungen des Innenflügelprofils und der Verwindung.

Die Optimierung des rückwärts gepfeilten Tragflügels ist innerhalb von 91 Berechnungen und die des vorwärts gepfeilten Tragflügels nach 112 Berechnungen konvergiert. Wie schon angesprochen, beinhaltet dabei jede Berechnung 6 bis 13 Strömungs-Struktur-Kopplungsschritte bis zum aeroelastischen Gleichgewicht. Einige Parametersätze des vorwärts gepfeilten Flügels führen zu keiner Lösung. In diesen Fällen wird der Gleitzahl ein Wert von  $L/D = 10$  zugewiesen. Mit beiden Optimierungsrechnungen kann die Gleitzahl im Reiseflug deutlich verbessert werden. Der rückwärts gepfeilte Tragflügel erzielt hier mit einer Gleitzahl von  $L/D = 20$  ein besseres Ergebnis als der vorwärts gepfeilte Tragflügel mit einer Gleitzahl von  $L/D = 18.7$ .

In Bild 6.3 ist der Verlauf der Geometrie während der Optimierungen dargestellt. Als Entwurfparameter werden hier nicht die Profilparameter  $B_i$  und  $B_j$  selbst, sondern deren Änderungen  $\Delta B_i$  und  $\Delta B_j$  verwendet. Es wird deutlich, daß einige Profilparameter  $(\Delta B_i)_u$  und  $(\Delta B_j)_l$  an die Grenze des zugelassenen Parameterbereichs von  $\pm 0.1$  gelangen. Dies bedeutet, daß der schon relativ groß gewählte Entwurfsraum zur lokalen Änderung der Profilkontur vollständig ausgenutzt wird. Eine weitere Verbesserung der Gleitzahl könnte durch einen größer gewählten Parameterbereich ermöglicht werden. Aufgrund des in Abschnitt 4.5.2 gewählten

Subplex-Algorithmus als Optimierungsverfahren werden einige Entwurfsparameter erst zu einem späteren Zeitpunkt des Optimierungsverlaufs variiert. Weiterhin ist anzumerken, daß die Profilparameter der Unterseite  $(\Delta B_j)_l$  des vorwärts gepfeilten Tragflügels noch nicht konvergieren. Beide Optimierungsergebnisse stellen deshalb nicht das globale Optimum der gestellten Optimierungsaufgabe dar.

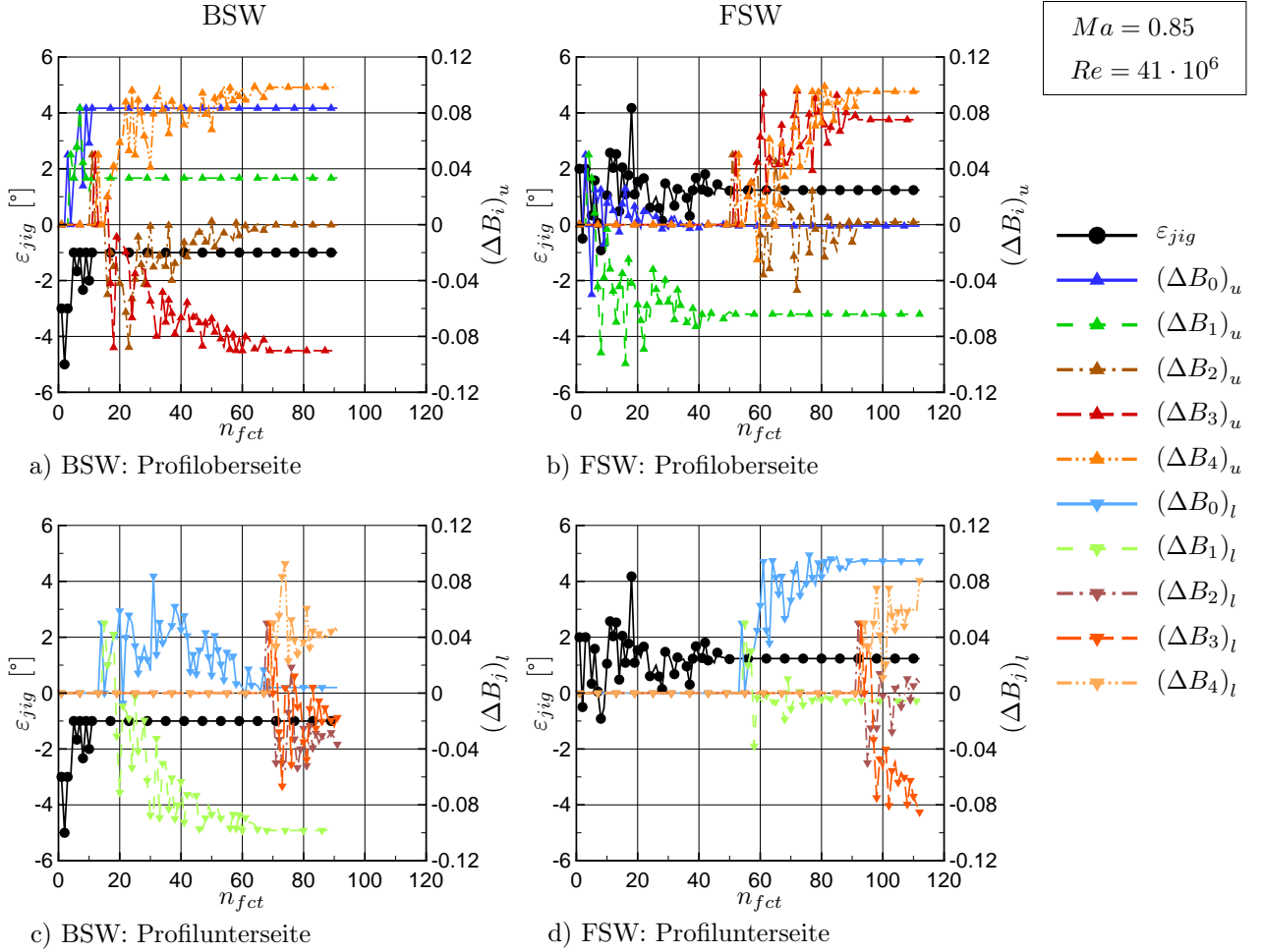


Bild 6.3: Verlauf der Geometrie während der Optimierungen des Innenflügelprofils und der Verwindung.

Die Verwindungswinkel  $\varepsilon_{jig}$  der Profil- und Verwindungsoptimierungen sind in Tabelle 6.4 jeweils für die Ausgangsflügel und die optimierten Tragflügel gegenübergestellt. Beim rückwärts gepfeilten optimierten Tragflügel hat sich der Verwindungswinkel des unbelasteten Flügels gegenüber dem Ausgangsflügel vergrößert und beim vorwärts gepfeilten optimierten Tragflügel gegenüber dem entsprechenden Ausgangsflügel verkleinert. Die spannwitigen Verwindungsverteilungen der unbelasteten Tragflügel sind zusätzlich in die Bilder 6.7 und 6.9 eingezeichnet.

In den Bildern 6.4 und 6.5 sind die Profilgeometrie des Ausgangsprofils (DLR-F12 Innenprofil) und die optimierten Profilgeometrien für den rückwärts und den vorwärts gepfeilten Tragflügel bei einer spannwitigen Position von  $\eta = 0.02$  dargestellt. Hier wird die Größe der lokalen Änderungen der Profilkontur gegenüber dem Ausgangsprofil deutlich. Beim rückwärts gepfeilten Tragflügel verschiebt sich das Dickenmaximum des Profils entsprechend Bild 6.4 nach vorne. Damit ist eine Geschwindigkeitszunahme und Druckabsenkung im vorderen Profilbereich gegenüber dem Ausgangsprofil verbunden. Dies wirkt der Entpfeilung der Isobaren in

Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)			
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel
Verwindung	$\varepsilon_{jig}$	$-3.0^\circ$	$-1.0^\circ$
Vorwärts gepfeilter Tragflügel (FSW)			
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel
Verwindung	$\varepsilon_{jig}$	$2.0^\circ$	$1.24^\circ$

Tabelle 6.4: Verwindungswinkel der Optimierungen des Innenflügelprofils und der Verwindung mit der Gleitzahl als Zielfunktion.

der Symmetrieebene entsprechend Bild 6.11 entgegen und reduziert den transsonischen Wellenwiderstand. Im Gegensatz dazu wird das Dickenmaximum des Profils beim vorwärts gepfeilten Tragflügel entsprechend Bild 6.5 nach hinten verschoben. Damit wird ebenfalls die Entpfeilung der Isobaren in der Symmetrieebene entsprechend Bild 6.13 reduziert. Beim vorwärts gepfeilten Tragflügel ist die Optimierung der Profilgeometrie im transsonischen Reiseflug mit einer deutlichen Abnahme des Nasenradius verbunden.

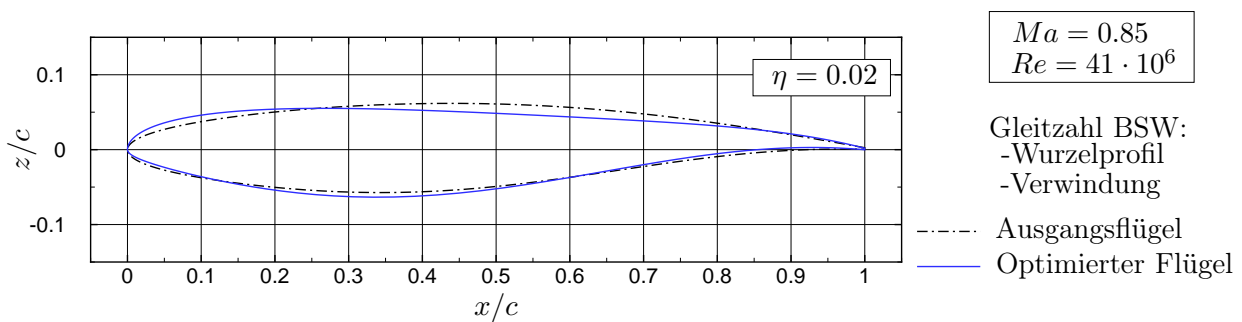


Bild 6.4: Geometrie des Innenflügelprofils von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Rückwärtspfeilung (BSW).

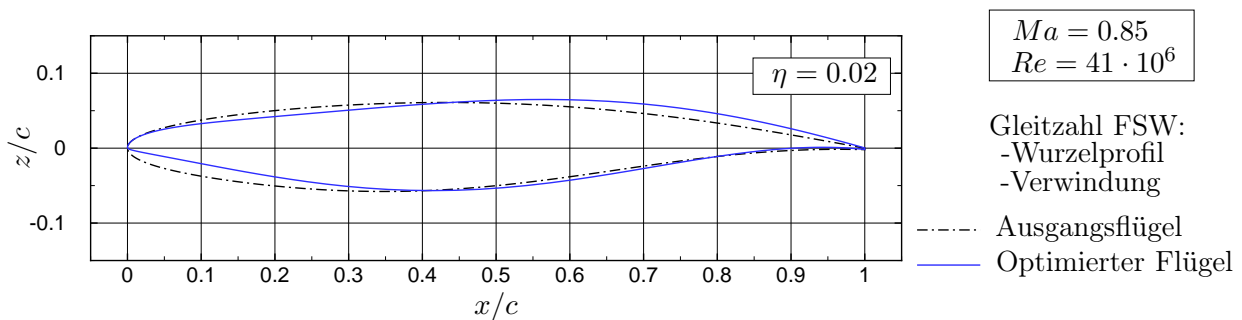


Bild 6.5: Geometrie des Innenflügelprofils von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Vorwärtspfeilung (FSW).

Im Anhang B.1 sind die Zahlenwerte aller Entwurfsparameter der Profil- und Verwindungsoptimierungen in Tabelle B.3 jeweils für die Ausgangsflügel und die optimierten Tragflügel angegeben.

Der induzierte Widerstand planarer Flügel ist für eine elliptische Zirkulationsverteilung minimal. Bei dieser Zirkulationsverteilung befindet sich der Angriffspunkt des Auftriebs bei einer spannweiten Position von  $\eta_{col} = 4/(3\pi) = 0.424$ . Dabei bildet die Multiplikation der Luftkraft einer Flügelhälfte mit dem Hebelarm der spannweiten Position des Kraftangriffspunkts das Biegemoment an der Flügelwurzel. Das Biegemoment an der Flügelwurzel wird entsprechend Abschnitt 3.2.3 als Wurzelbiegemoment bezeichnet und ist maßgebend für die strukturelle Belastung und die daraus resultierende Tragflügelverformung.

Die Zirkulationsverteilungen des Ausgangsflügels und des optimierten Flügels sind in Bild 6.6 für die rückwärts gepfeilten Tragflügel dargestellt. Hierbei ist die mit der Fluggeschwindigkeit  $V$  und der Spannweite  $b$  dimensionslos gemachte Zirkulationsverteilung  $\gamma$  über der dimensionslosen Spannweitenkoordinate  $\eta = 2y/b$  aufgetragen. Die dimensionslose Zirkulationsverteilung  $\gamma$  entspricht dem mit der doppelten Spannweite dimensionslos gemachten Produkt aus lokalem Auftriebsbeiwert  $C_l$  und lokaler Flügeltiefe  $c$  entsprechend folgender Gleichung:

$$\gamma(\eta) = \frac{\Gamma(\eta)}{Vb} = \frac{C_l(\eta)c(\eta)}{2b} \quad (6.2)$$

Der optimierte Flügel hat im Gegensatz zum Ausgangsflügel eine etwas fülligere Auftriebsverteilung im Außenflügelbereich. Dadurch wird der Angriffspunkt des Auftriebs, welcher in Form des Gesamtauftriebsbeiwerts  $C_{L,opt}$  in Bild 6.6 eingezeichnet ist, in Spannweitenrichtung verschoben. Der Angriffspunkt des Auftriebs der elliptischen Auftriebsverteilung  $C_{L,ell}$  ist zum Vergleich ebenfalls dargestellt.

Die lokalen Auftriebsbeiwerte in Bild 6.6 bleiben beim Ausgangsflügel und beim optimierten Flügel über einen weiten Spannweitenbereich auf einem gleichmäßigen Niveau. Der Auftriebsbeiwert bleibt dabei unter einem Wert von  $C_l = 0.5$ . Dadurch wird der vom lokalen Auftriebsbeiwert abhängige und stark nichtlineare Wellenwiderstand begrenzt. Eine weitere Annäherung der Auftriebsverteilung an die elliptische Auftriebsverteilung führt zu einem geringeren induzierten Widerstand. Dies wird bei der durchgeführten Optimierung nicht beobachtet. Als mögliche Ursache wird eine mit lokal ansteigenden Auftriebsbeiwerten verbundene stark nichtlineare Zunahme des Wellenwiderstands infolge einer weiteren Annäherung der Auftriebsverteilung an die elliptische Auftriebsverteilung vermutet. Dieses Verhalten kann auch mit den Einschränkungen in der Einstellung einer beliebigen Auftriebsverteilung durch die in Spannweitenrichtung lineare Verwindungsverteilung zusammenhängen. Der optimierte Tragflügel stellt hier das Ergebnis mit dem geringsten Gesamtwiderstand innerhalb der durch die Parametrisierung vorgegebenen Grenzen dar.

In Bild 6.7 sind die Auslenkungen und die Verwindungsverteilungen des Ausgangsflügels und des optimierten Flügels abgebildet. Die geringere Verwindung des optimierten Flügels führt zu der vorher beschriebenen Auftriebsverteilung. Der optimierte Tragflügel hat eine geringfügig größere Auslenkung an der Flügelspitze. Dabei werden hier die Auslenkungen der Kurve  $z(\eta)$  betrachtet, welche die Profiltiefen des Tragflügels bei einer Profiltiefe von  $x/c = 0.25$  schneidet. Eine Auslenkung von fast 2 m an der Flügelspitze des Ausgangsflügels und des optimierten Flügels ist ein Hinweis auf eine Flügelauslegung, welche „weiche“ Flügel mit einer hohen Elastizität erlaubt. Im Rahmen dieser Profilloptimierung werden keine Beschränkungen der Flügelauslenkung berücksichtigt. Nur eine Mehrpunktoptimierung mit Betrachtung verschiedener Betankungszustände kann eine Antwort auf die Frage der optimalen Flügelsteifigkeit im Hinblick auf die aerodynamische Leistung geben. Weiterhin können im Hinblick auf Ruderumkehr und Flattern Beschränkungen der Flügelauslenkung notwendig sein.

Für die vorwärts gepfeilten Tragflügel sind die Auftriebsverteilungen und die lokalen Auftriebsbeiwerte für den Ausgangsflügel und den optimierten Flügel in Bild 6.8 dargestellt. Die Auftriebsverteilungen der beiden Tragflügel haben grundsätzlich eine der elliptischen Auftriebs-

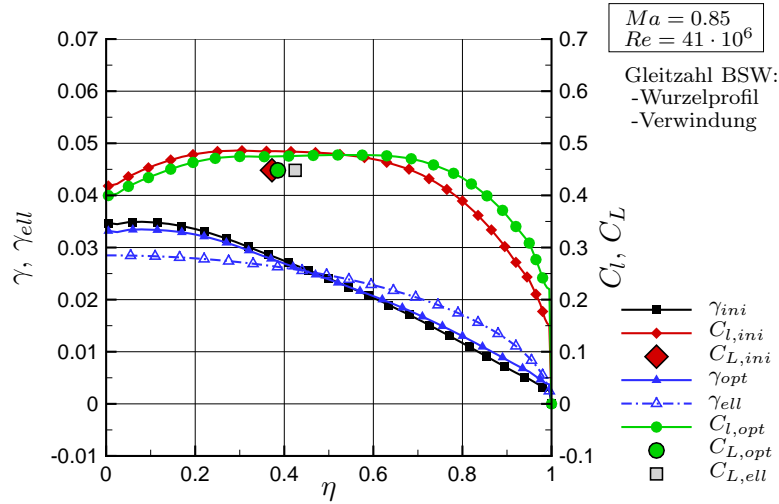


Bild 6.6: Zirkulationsverteilungen und lokale Auftriebsbeiwerte von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Rückwärtspfeilung (BSW).

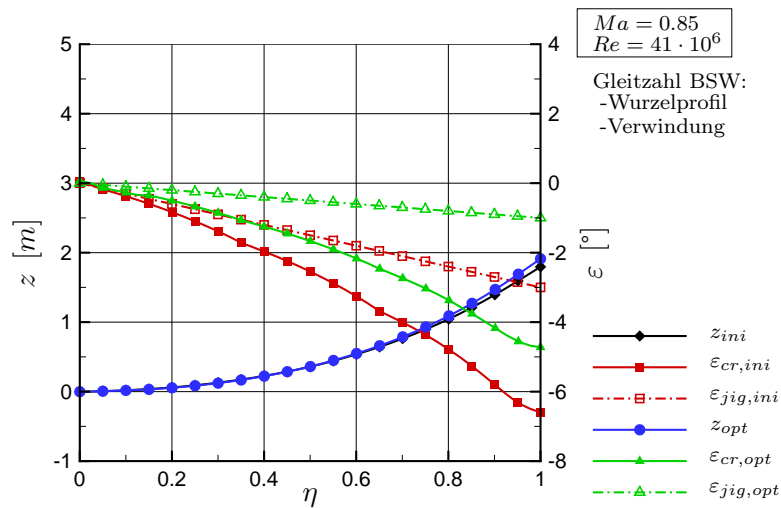


Bild 6.7: Lokale Auslenkungen und Verwindungsverteilungen von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Rückwärtspfeilung (BSW).

verteilung sehr ähnlich Form. Etwas größere Abweichungen treten dabei im Innenflügelbereich und im spannweiten Bereich zwischen  $\eta = 0.3$  und  $\eta = 0.4$  auf. Der optimierte Tragflügel hat nach Bild 6.9 eine geringere Verwindung. Dies führt zu einer Verringerung des lokalen Auftriebsbeiwerts im Außenflügelbereich. Die Auslenkungen beider Flügel sind nach Bild 6.9 fast identisch.

Der nach vorn gepfeilte Tragflügel weist im Gegensatz zum rückwärts gepfeilten Flügel einen deutlich zum Außenflügel hin verschobenen Auftrieb auf. Daraus ergibt sich eine hinsichtlich des induzierten Widerstands günstige Auftriebsverteilung.

Weiterhin wird eine Aufteilung des Widerstands in verschiedene Anteile entsprechend Abschnitt 5.2 vorgenommen. Eine Auswertung der Widerstandsanteile, welche in Bild 6.10 dar-



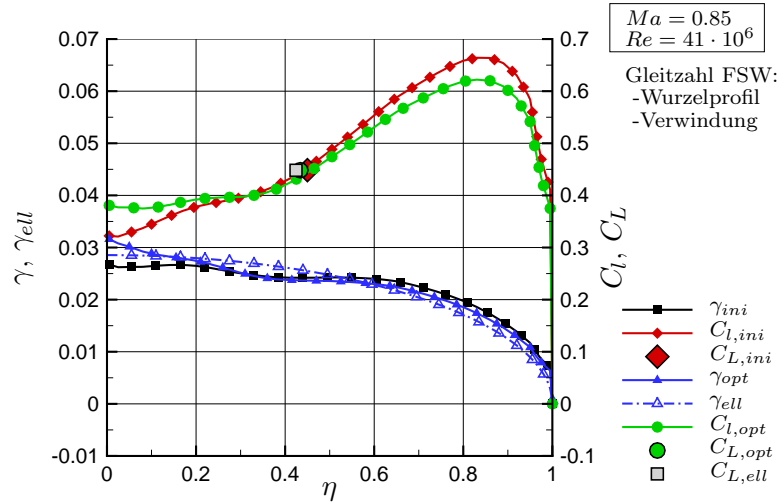


Bild 6.8: Zirkulationsverteilungen und lokale Auftriebsbeiwerte von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Vorwärtspfeilung (FSW).

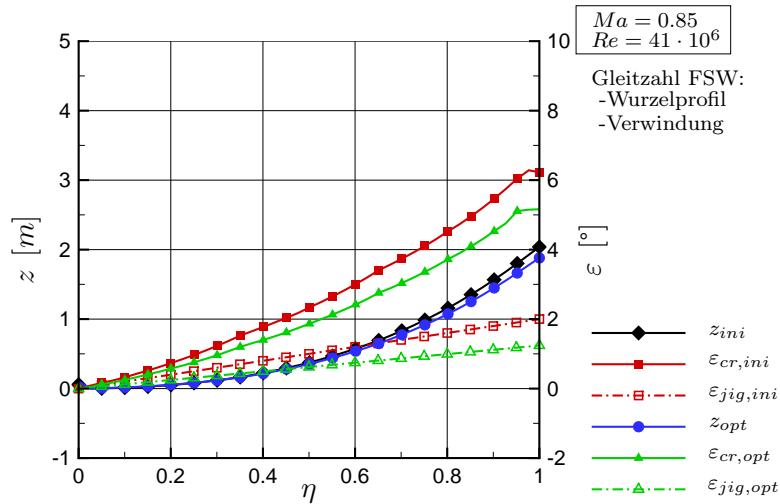


Bild 6.9: Lokale Auslenkungen und Verwindungsverteilungen von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Vorwärtspfeilung (FSW).

gestellt sind, bestätigt die Erkenntnisse aus den Betrachtungen der Auftriebsverteilungen und der lokalen Auftriebsbeiwerte.

Bei der Optimierung des Flügels mit Rückwärtspfeilung wird der induzierte Widerstandsbeiwert des Tragflügels  $C_{Di,W}$  geringfügig verringert und bei der Optimierung des vorwärts gepfeilten Tragflügels bleibt er praktisch unverändert. Dabei besitzen die Auftriebsverteilungen des rückwärts gepfeilten Tragflügels einen größeren induzierten Widerstand als die Auftriebsverteilungen der Tragflügel mit Vorwärtspfeilung. Den größten Anteil an der Widerstandsreduktion hat sowohl beim rückwärts gepfeilten als auch beim vorwärts gepfeilten Tragflügel die Verringerung des Wellenwiderstands und des reibungsabhängigen Druckwiderstands. Der rückwärts gepfeilte Tragflügel erreicht durch die Gleitzahloptimierung einen deutlich niedrigeren

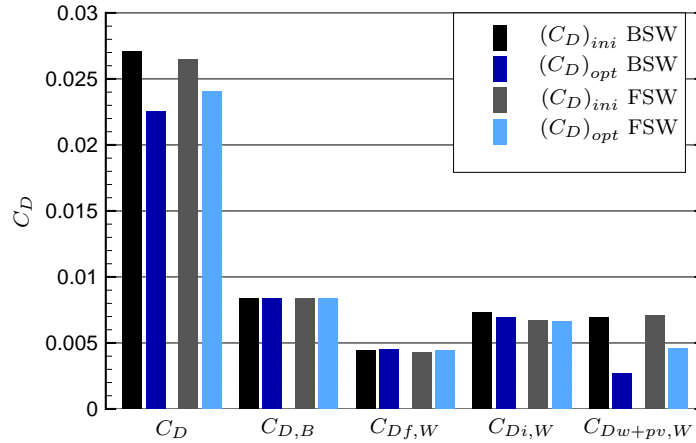


Bild 6.10: Widerstandsanteile aus den Optimierungen des Innenflügelprofils und der Verwindung mit der Gleitzahl als Zielfunktion.

Widerstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$  als der vorwärts gepfeilte Tragflügel.

An den Oberflächendruckverteilungen von Bild 6.11, Bild 6.12, Bild 6.13 und Bild 6.14 wird deutlich, daß durch die Gleitzahloptimierung beim rückwärts gepfeilten Tragflügel eine günstigere Druckverteilung als beim vorwärts gepfeilten Tragflügel erreicht wird. Der Verdichtungsstoß in der Flügelmitte konnte beim rückwärts gepfeilten Tragflügel durch die Modifikation des Wurzelprofils vollständig beseitigt werden. Beim vorwärts gepfeilten Tragflügel erweist sich die Optimierung des Wurzelprofils trotz des niedrigeren lokalen Auftriebsbeiwerts  $C_l$  als schwierig und es kommt zu einem widerstandsbehafteten doppelten Verdichtungsstoß. Ein Grund dafür könnten die Grenzen der verwendeten CST-Parametrisierungsmethode sein. Im Gegensatz zum rückwärts gepfeilten Tragflügel breiten sich beim Flügel mit Vorwärtspfeilung die Störungen des Überschallfeldes entsprechend des Machkegels vom Außenflügel zum Innenflügel aus. Die Überschallfelder des Tragflügels werden dabei von den eingezeichneten Linien für  $Ma = 1$  in den Bildern 6.11 und 6.13 und durch den kritischen Druckbeiwert entsprechend Gleichung 3.25 in den Bildern 6.12 und 6.14 begrenzt. Deshalb wird vermutet, daß die weiter außen liegenden Profilschnitte die Optimierung des Innenflügelbereichs beeinflussen und ein besseres Ergebnis der Innenprofiloptimierung verhindern. Im Außenflügelbereich führt die hohe Belastung beim vorwärts gepfeilten Flügel zu einem starken Verdichtungsstoß, welcher Ursache für den höheren Wellenwiderstand im Vergleich zum rückwärts gepfeilten Flügel ist.

In Bild 6.15 sind die Druckbeiwerte an der Vorder- und Hinterkante für die Ausgangsflügel und die optimierten Tragflügel dargestellt. An der Profilvorderkante liegen die Druckbeiwerte der Staulinien beim rückwärts gepfeilten Tragflügel aufgrund der größeren Querströmungsgeschwindigkeiten infolge des größeren Pfeilwinkels deutlich unter denen des vorwärts gepfeilten Tragflügels. Im Gegensatz dazu sind die Druckbeiwerte an der Hinterkante beim rückwärts gepfeilten Tragflügel größer als beim vorwärts gepfeilten Tragflügel. Dies kann ebenfalls auf die Unterschiede in den Querströmungsgeschwindigkeiten infolge der Hinterkantenpfeilung zurückgeführt werden. Aus dieser Beobachtung folgt die Vermutung, daß sich die geringeren Druckbeiwerte an der Vorderkante und die größeren Druckbeiwerte an der Profilhinterkante des rückwärts gepfeilten Tragflügels im Vergleich zum Flügel mit Vorwärtspfeilung zu einem geringeren Druckwiderstand führen.

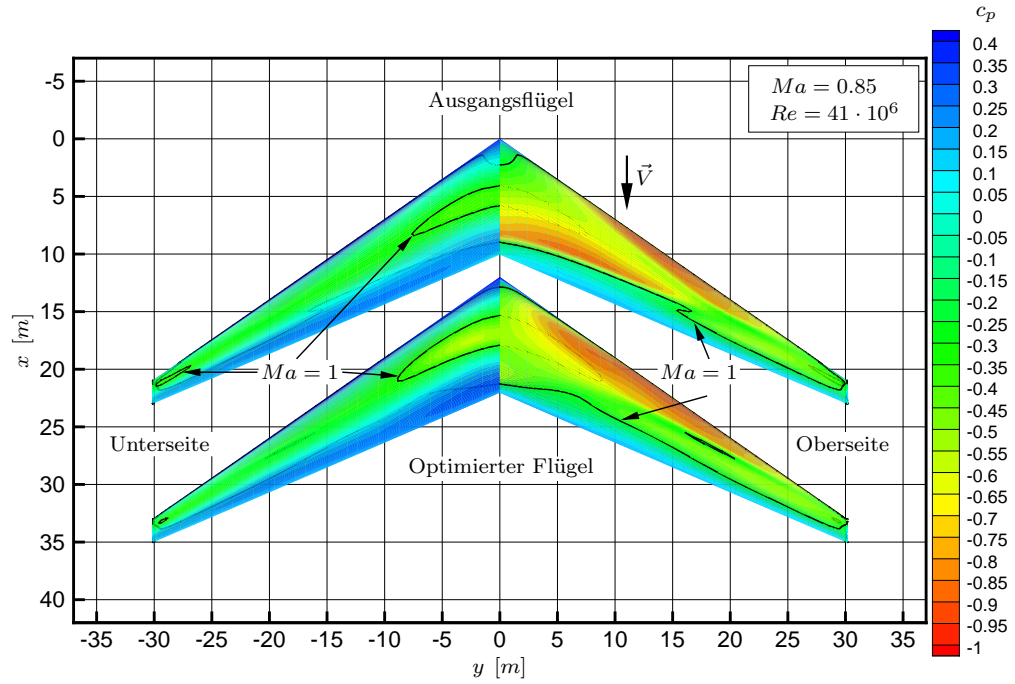


Bild 6.11: Oberflächendruckverteilungen von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Rückwärtspeilung (BSW).

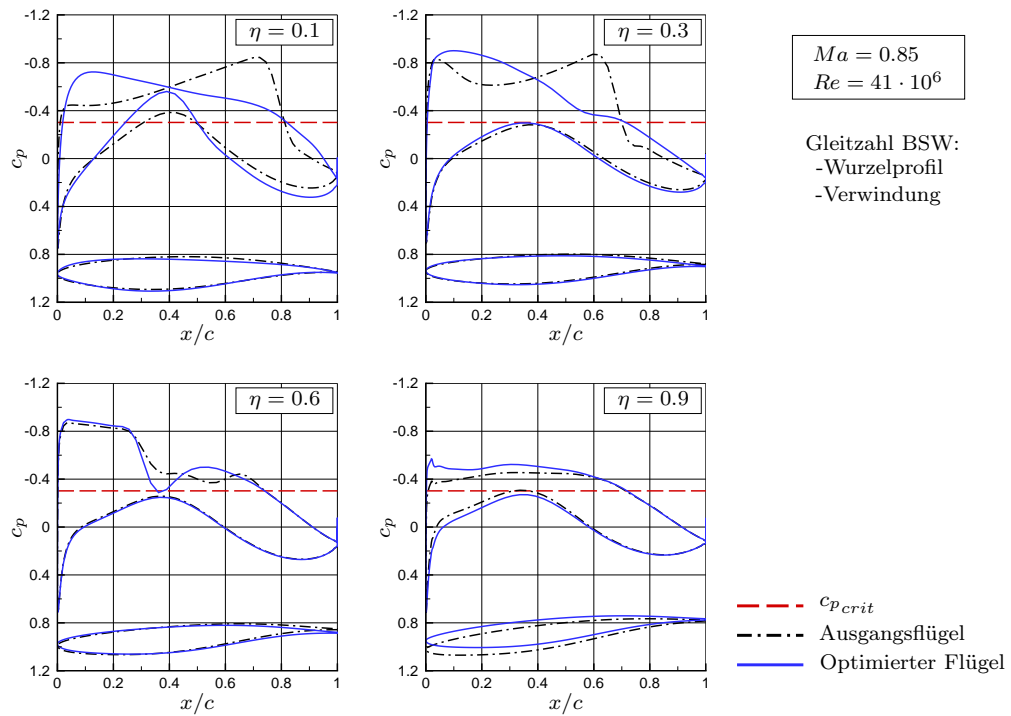


Bild 6.12: Druckverteilungen von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Rückwärtspeilung (BSW).

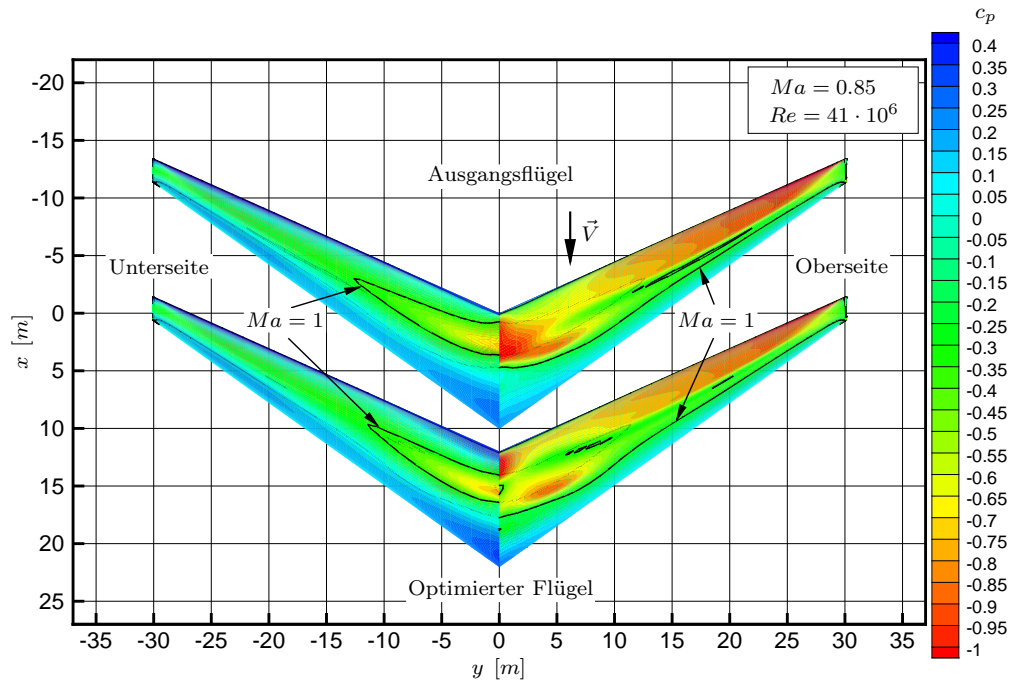


Bild 6.13: Oberflächendruckverteilungen von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Vorwärtspfeilung (FSW).

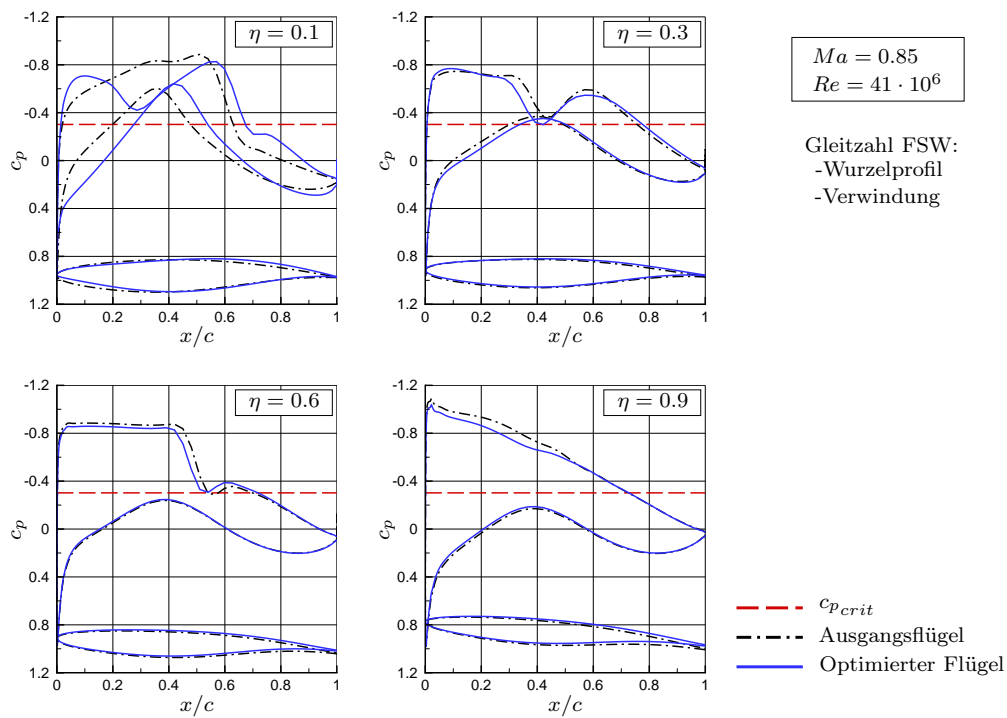


Bild 6.14: Druckverteilungen von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Vorwärtspfeilung (FSW).

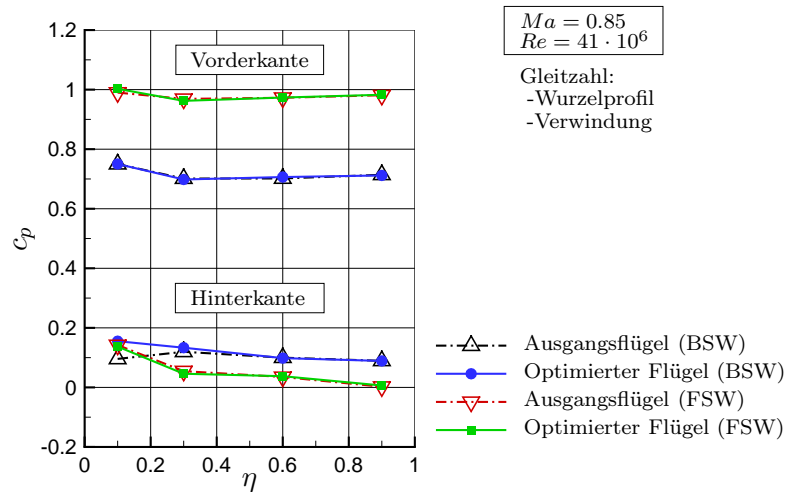


Bild 6.15: Druckbeiwerte an Vorder- und Hinterkante für die Ausgangsflügel und die optimierten Flügel.

Die aerodynamische Leistung wird sowohl beim rückwärts als auch beim vorwärts gepfeilten Tragflügel durch die Optimierung verbessert. Der Einfluß der Profilgeometrie auf die transsonische Flugleistung wird durch die Ergebnisse der Optimierungen deutlich. Deshalb sollte die Geometrie des Flügelprofils bei der multidisziplinären Optimierung unter transsonischen Flugbedingungen berücksichtigt werden. Um die Profilkontur eines Flügels mit mehreren Profilschnitten zu beschreiben, ist dann allerdings eine hohe Anzahl an Parametern notwendig. Die Ergebnisse der Optimierung des Innenflügelprofils und der Verwindung sind für den rückwärts und vorwärts gepfeilten Tragflügel in Tabelle 6.5 zusammengefaßt.

Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)				
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel	Änderung
Gleitzahl	$L/D$	16.62	19.98	20.2 %
Angriffspunkt des Auftriebs	$\eta_{col}$	0.372	0.385	3.5 %
Strukturmasse des Flügels	$m_W/m_{MTO}$	0.1846	0.2007	8.7 %
Kraftstoffmasse	$m_F/m_{MTO}$	0.2854	0.2693	-5.6 %
Nutzlast	$m_P/m_{MTO}$	0.2000	0.2000	0.0 %
Reichweite	$R$	7881 km	8725 km	10.7 %
Kraftstoffverbrauch	$V_F/(R m_P)$	2.131/ (100 km 100 kg)	1.821/ (100 km 100 kg)	-14.7 %
Vorwärts gepfeilter Tragflügel (FSW)				
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel	Änderung
Gleitzahl	$L/D$	16.99	18.73	10.2 %
Angriffspunkt des Auftriebs	$\eta_{col}$	0.450	0.434	-3.6 %
Strukturmasse des Flügels	$m_W/m_{MTO}$	0.2593	0.2505	-3.4 %
Kraftstoffmasse	$m_F/m_{MTO}$	0.2107	0.2195	4.2 %
Nutzlast	$m_P/m_{MTO}$	0.2000	0.2000	0.0 %
Reichweite	$R$	5205 km	6092 km	17.0 %
Kraftstoffverbrauch	$V_F/(R m_P)$	2.391/ (100 km 100 kg)	2.121/ (100 km 100 kg)	-11.0 %

Tabelle 6.5: Ergebnisse der Optimierungen des Innenflügelprofils und der Verwindung mit der Gleitzahl als Zielfunktion.

Durch die Optimierung der Gleitzahl nimmt die Strukturmasse des Flügels beim rückwärts gepfeilten Tragflügel zu. Beim vorwärts gepfeilten Tragflügel führt die Optimierung zu einer minimal reduzierten Masse des Flügels. Dabei ist die Strukturmasse des Flügels beim vorwärts gepfeilten Tragflügel aufgrund des weiter außen liegenden Angriffspunkts des Auftriebs und dem damit verbundenen größeren Wurzelbiegemoment deutlich größer als beim rückwärts gepfeilten Tragflügel. Beide Tragflügel haben nach der Optimierung eine größere Reichweite und einen geringeren Kraftstoffverbrauch.

Die Ergebnisse dieser beiden Optimierungen werden als Startkonfiguration für die nachfolgenden Grundrißoptimierungen verwendet. Weiterhin sollen andere Zielfunktionen einen geeigneten Kompromiß zwischen aerodynamischer Leistung und Masse des Tragflügels ermöglichen.

## 6.3 Optimierungen des Flügelgrundrisses

Die Basis für die nachfolgenden Optimierungen des Flügelgrundrisses bilden die in Abschnitt 6.2 optimierten Profilgeometrien. Dabei wird die Verwindung bei den Grundrißoptimierungen ebenfalls als Entwurfparameter verwendet. Die Nebenbedingungen der hier betrachteten Optimierungen des Flügelgrundrisses werden in Abschnitt 6.1 beschrieben.

Bei der Optimierung des Flügelgrundrisses werden drei verschiedene Zielfunktionen untersucht. Die Optimierung des Flügelgrundrisses mit der Gleitzahl als Zielfunktion soll die Grenzen der aerodynamischen Leistung des elastischen Tragflügels bei der vorgegebenen Parametrisierung und unter Berücksichtigung einer Strukturdimensionierung des Flügelkastens aufzeigen. Die Optimierungen mit der Reichweite und der Effizienz als Zielfunktion zeigen den Einfluß der multidisziplinären Anforderungen nach einer möglichst hohen aerodynamischen Leistung bei möglichst geringer Masse auf die Geometrie des Tragflügels. Unter der Effizienz als Zielfunktion der multidisziplinären Tragflügeloptimierung wird in dieser Arbeit der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch verstanden. In Tabelle 6.6 wird ein Überblick über die Tragflügelgeometrien und die Entwurfparameter der durchgeführten Grundrißoptimierungen gegeben.

Wie in Abschnitt 6.2 beschrieben, besitzt der Verwindungswinkel  $\varepsilon_{jig}$  bei  $\eta = 0.0$  einen konstanten Wert von  $\varepsilon_{jig,1} = 0.0^\circ$  und einen in Spannweitenrichtung linearen Verlauf entsprechend Gleichung 6.1 bei den hier betrachteten Optimierungen des Flügelgrundrisses. Weiterhin werden die Profilformen bei den Grundrißoptimierungen von den entsprechenden Innenprofil- und Verwindungsoptimierungen von Abschnitt 6.2 übernommen. Bei der Gleitzahloptimierung wird zusätzlich die Profildickenverteilung der DLR-F12 Konfiguration verwendet. Im Gegensatz dazu gehören bei den Grundrißoptimierungen mit der Reichweite und der Effizienz als Zielfunktion die relativen Profildicken zu den Entwurfparametern. Um die Anzahl der Entwurfparameter zu beschränken, werden nur 4 relative Profildicken als Entwurfparameter verwendet und auf die 7 Profilschnitte entsprechend Tabelle 6.6 übertragen. Bei allen Optimierungen des Flügelgrundrisses entsprechen die Ausgangsflügel den in Abschnitt 6.2 optimierten Tragflügeln.

### 6.3.1 Gleitzahloptimierung

Beim starren Tragflügel ohne Berücksichtigung der Reibungseffekte führt eine Optimierung des Flügelgrundrisses mit der Gleitzahl als Zielfunktion zu einer immer größeren Spannweite des Flügels. Bei der hier betrachteten Optimierung wird die aerodynamische Leistungssteigerung durch eine Spannweitenvergrößerung von den Wechselwirkungen zwischen der transsonischen Aerodynamik unter Berücksichtigung der Reibungseffekte und den aeroelastischen Verformungen begrenzt. Neben der Physik stellt hier auch die Flexibilität der gewählten Parametrisierung eine zusätzliche Begrenzung der aerodynamischen Leistungssteigerung dar. Mit dieser

			Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)	Vorwärts gepfeilter Tragflügel (FSW)
Tragflügelgeometrien	Verwindung	$\varepsilon_{jig,1}$ Bei $\eta = 0.0$	0.0	0.0
		Bei $\eta = 0.35$ bis $\eta = 1.0$	DLR-F12 Profile	DLR-F12 Profile
	Profilform	Bei $\eta = 0.0$ und $\eta = 0.05$	Innenprofil- und Verwindungsoptimierung (BSW) (Abschnitt 6.2)	Innenprofil- und Verwindungsoptimierung (FSW) (Abschnitt 6.2)
	Relative Profildicken der Gleitbahloptimierung	Bei $\eta = 0.0$ bis $\eta = 1.0$	DLR-F12 Flügel (Bild 6.1)	DLR-F12 Flügel (Bild 6.1)
Entwurfparameter	Streckung	$A$	$A$	$A$
	Pfeilung Vorderkante	$\varphi_{LE}$	$\varphi_{LE}$	$\varphi_{LE}$
	Zuspitzung	$\lambda$	$\lambda$	$\lambda$
	Verwindung	$\varepsilon_{jig,7}$ bei $\eta = 1.0$	$\varepsilon_{jig}$	$\varepsilon_{jig}$
		$(t/c)_1$ bei $\eta = 0.0$	$(t/c)_1$	$(t/c)_1$
		$(t/c)_2$ bei $\eta = 0.05$	$(t/c)_2 = (t/c)_1$	$(t/c)_2 = (t/c)_1$
		$(t/c)_3$ bei $\eta = 0.35$	$(t/c)_3$	$(t/c)_3$
		$(t/c)_4$ bei $\eta = 0.65$	$(t/c)_4$	$(t/c)_4$
		$(t/c)_5$ bei $\eta = 0.95$	$(t/c)_5$	$(t/c)_5$
	Relative Profildicken der Reichweiten- und Effizienzoptimierungen	$(t/c)_6$ bei $\eta = 0.975$	$(t/c)_6 = (t/c)_5$	$(t/c)_6 = (t/c)_5$
		$(t/c)_7$ bei $\eta = 1.0$	$(t/c)_7 = (t/c)_5$	$(t/c)_7 = (t/c)_5$

Tabelle 6.6: Überblick über die verwendeten Tragflügelgeometrien und Entwurfparameter der Grundrißoptimierungen.

Grundrißoptimierung und der Gleitzahl als Zielfunktion soll ein aerodynamisches Optimum des elastischen Tragflügels gefunden werden. Gleichzeitig soll die Notwendigkeit einer neben der aerodynamischen Leistung auch die Strukturmasse des Tragflügels enthaltenden Zielfunktion aufgezeigt werden. Dazu werden der Grundriß des rückwärts gepfeilten Tragflügels unter Berücksichtigung der Strömungs-Struktur-Kopplung mit der Gleitzahl  $L/D$  als Zielfunktion optimiert. Die Struktur des Flügelkastens wird entsprechend den auftretenden Kräften im statischen aeroelastischen Gleichgewicht dimensioniert. Dabei bestimmt die Dimensionierung des Flügelkastens das elastische Verhalten des Tragflügels ohne die Strukturmasse in der Zielfunktion der Optimierung zu berücksichtigen. Als Entwurfparameter werden entsprechend Tabelle 6.6 die Streckung  $A$ , Pfeilung der Vorderkante  $\varphi_{LE}$ , Zuspitzung  $\lambda$  und Verwindung  $\varepsilon_{jig}$  des Tragflügels verwendet. Aufgrund der konstanten Werte für die maximale Startmasse  $m_{MTO}$  und die Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$  entsprechend Tabelle 6.2 bleibt die Flügelfläche während der Tragflügeloptimierung ebenfalls unverändert. Damit ist eine Zunahme der Streckung  $A$  mit einer größeren Spannweite  $b$  entsprechend der Gleichung für die Bestimmung der Streckung aus Tabelle 3.6 verbunden. Wie schon angesprochen, werden die relativen Profildicken bei dieser Gleitbahloptimierung konstant gehalten und die Werte von der DLR-F12 Konfiguration entsprechend Bild 6.1 übernommen.

In Bild 6.16 ist der Verlauf der Gleitzahl während der Optimierung dargestellt. Die Optimierung des Tragflügels ist innerhalb von 78 Berechnungen konvergiert. Auch die Entwurfparameter des Tragflügels nähern sich einem Grenzwert. Der Verlauf der geometrischen Parameter des Tragflügels ist in Bild 6.17 dargestellt. Dabei wird eine Konvergenz der Streckung des Tragflügels auf einen endlichen Wert von  $A = 13.6$  beobachtet. Diese Streckung stellt innerhalb der Grenzen der Parametrisierung das Optimum im Hinblick auf die verschiedenen Widerstandsanteile dar. In Abschnitt 3.2.3 wird der Einfluß der aeroelastischen Tragflügeldurchbiegung auf die Gleitzahl näher erläutert. Es wird vermutet, daß eine weitere Steigerung der Gleitzahl durch eine steifere Tragflügelstruktur erreichbar ist. Dies führt dann zu einer steiferen Auslegung der Tragflügelstruktur als dies aus Festigkeitsgründen erforderlich ist. Eine Vergrößerung der

Tragflügelsteifigkeit ist unter den hier zugrundeliegenden Nebenbedingungen mit einer weiteren Zunahme der Tragflügelmasse verbunden und soll deshalb nicht weiter untersucht werden.

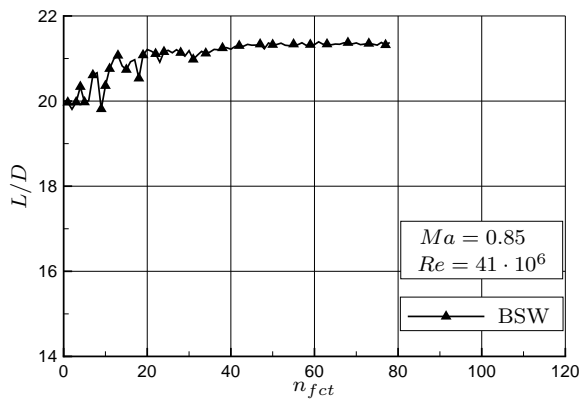


Bild 6.16: Verlauf der Gleitzahl während der Optimierung des Flügelgrundrisses.

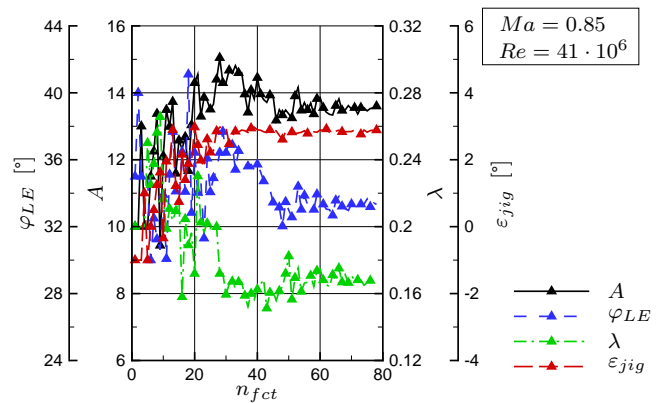


Bild 6.17: Verlauf der Geometrie während der Optimierung des Flügelgrundrisses.

Die Tragflügelgeometrien des Ausgangsflügels und des optimierten Flügels sind in Tabelle 6.7 angegeben. Neben einer Vergrößerung der Streckung  $A$  wird die Pfeilung der Vorderkante  $\varphi_{LE}$  geringfügig reduziert und die Zuspitzung  $\lambda$  entsprechend der Abnahme ihres Wertes vergrößert. Weiterhin wird eine Zunahme der Verwindung des unbelasteten Tragflügels auf einen positiven Wert von  $\varepsilon_{jig} = 2.9^\circ$  festgestellt.

Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)			
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel
Streckung	$A$	10.0	13.6
Pfeilung Vorderkante	$\varphi_{LE}$	35.0°	33.3°
Zuspitzung	$\lambda$	0.2	0.168
Verwindung	$\varepsilon_{jig}$	-1.0°	2.9°

Tabelle 6.7: Geometrie der Grundrißoptimierung mit der Gleitzahl als Zielfunktion.

In Bild 6.18 zeigt die Zirkulationsverteilung des optimierten Flügels einen zur elliptischen Zirkulationsverteilung hin verschobenen Verlauf. Daraus ergibt sich im Zusammenhang mit der stärkeren Zuspitzung  $\lambda$  eine Vergrößerung der lokalen Auftriebsbeiwerte im Außenflügelbereich. Der Angriffspunkt des Auftriebs in Spannweitenrichtung ist ebenfalls in Bild 6.18 in Form des Auftriebsbeiwerts  $C_L$  für den Ausgangsflügel und den optimierten Flügel dargestellt. Aus der größeren Spannweite und der spannweitigen Position des Angriffspunkts des Auftriebs folgt hier ein deutlich größeres Wurzelbiegemoment des optimierten Tragflügels gegenüber dem Ausgangsflügel. Die größere Auslenkung des optimierten Tragflügels ist in Bild 6.19 zu erkennen. Dabei werden hier ebenfalls die Auslenkungen der Kurve  $z(\eta)$  betrachtet, welche die Profilsehn des Tragflügels bei einer Profiltiefe von  $x/c = 0.25$  schneidet.

Weiterhin werden die sich im aeroelastischen Gleichgewicht einstellenden Verwindungsverteilungen des Ausgangsflügels und des optimierten Tragflügels dargestellt. Aufgrund der Biege-Torsions-Kopplung führt die Durchbiegung des Tragflügels beim rückwärts gepfeilten Flügel zu einer Abnahme des Verwindungswinkels gegenüber dem unbelasteten Flügel. Beim Ausgangsflügel beträgt die Differenz des Verwindungswinkels an der Flügelspitze  $\Delta\varepsilon_{ini} = -3.8^\circ$



und beim optimierten Tragflügel aufgrund seiner größeren Durchbiegung  $\Delta\varepsilon_{opt} = -6.3^\circ$ . Die Grundrißoptimierung mit der Gleitzahl als Zielfunktion führt bei beiden Tragflügeln zu einem Verwindungswinkel des unbelasteten Tragflügels bei dem sich im aeroelastischen Gleichgewicht eine optimierte aerodynamische Umströmung einstellt.

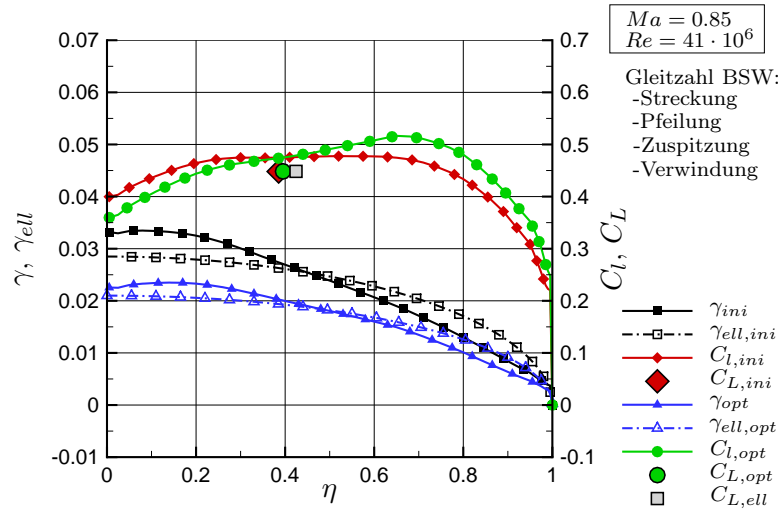


Bild 6.18: Zirkulationsverteilungen und lokale Auftriebsbeiwerte von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Rückwärtspfeilung (BSW).

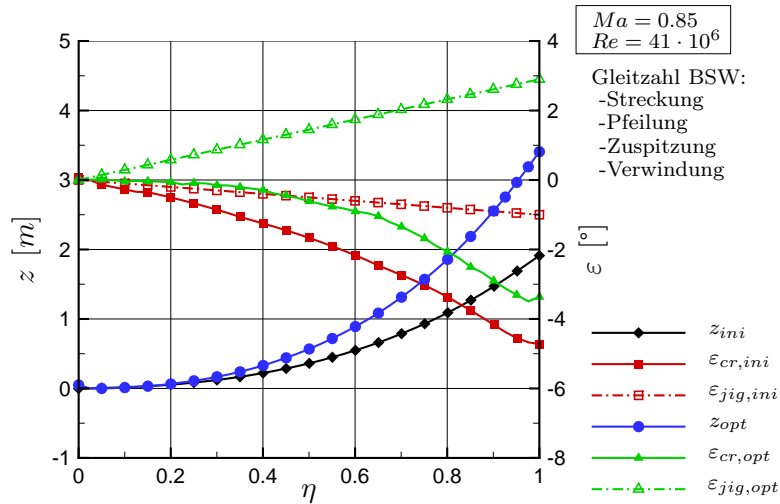


Bild 6.19: Lokale Auslenkungen und Verwindungsverteilungen von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Rückwärtspfeilung (BSW).

Eine Aufteilung des Widerstandsbeiwerts in seine verschiedenen Anteile ist in Bild 6.20 dargestellt. Dies zeigt die deutliche Reduzierung des induzierten Widerstandsbeiwerts des Tragflügels  $C_{Di,W}$  durch die Zunahme der Streckung und der aerodynamisch günstigeren Zirkulationsverteilung. Weiterhin ist eine Zunahme des Widerstandsbeiwerts  $C_{Dw+pv,W}$  zu beobachten, welcher den transsonischen Wellenwiderstand beinhaltet. Dies deutet auf den besten Kompromiß

zwischen dem induzierten Widerstandsbeiwert  $C_{Di,W}$  und dem Widerstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$  beim optimierten Tragflügel hin. Die Auftriebsverteilung des optimierten Tragflügels ist entsprechend Bild 6.18 im Innenflügel über- und im Außenflügelbereich unterelliptisch. Weiterhin sind die lokalen Auftriebsbeiwerte im Außenflügelbereich im Hinblick auf einen geringen Wellenwiderstand etwas zu hoch. Trotzdem besitzt der optimierte Tragflügel eine starke Zuspitzung, deren Verringerung in Kombination mit einer Anpassung der Verwindung und unter Beibehaltung der Spannweite zu einer Reduzierung sowohl von induziertem Widerstand als auch von Wellenwiderstand führen sollte. Deshalb wird als Ursache für die starke Zuspitzung und der damit verbundenen hohen Biegesteifigkeit des optimierten Tragflügels eine Verringerung der in Abschnitt 3.2.3 beschriebenen aeroelastische Effekte der Tragflügeldurchbiegung vermutet. Mit dieser höheren Biegesteifigkeit werden die hohen Spannweiten des optimierten Tragflügels ermöglicht. Es ist somit vorstellbar, daß die aerodynamischen Auswirkungen der aeroelastischen Verformung den positiven Einfluß einer weiteren Vergrößerung der Tragflügelspannweite innerhalb der Grenzen der verwendeten Parametrisierung beschränken.

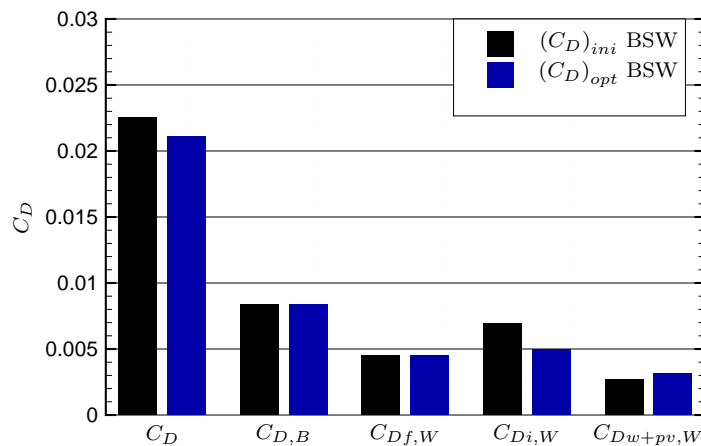


Bild 6.20: Widerstandsanteile aus der Optimierung des Flügelgrundrisses mit der Gleitzahl als Zielgröße.

In Bild 6.21 sind die Oberflächendruckverteilungen des Ausgangsflügels und des optimierten Flügels dargestellt. Der optimierte Tragflügel weist eine dem Ausgangsflügel sehr ähnliche und in Spannweitenrichtung verzerrte Druckverteilung auf.

Die Dickenverteilungen der Beplankung sind in Bild 6.22 für den Ausgangsflügel und den optimierten Flügel abgebildet. Dabei wird als Hautdicke  $t_s$  die äußere Schicht der Beplankung ohne Stringer bezeichnet. Um die größeren Biegemomente des optimierten Flügels aufzunehmen und wegen der geringeren Profildicken infolge der höheren Streckung, sind die Hautdicken der Beplankung  $t_s$  im Bereich des Flügelkastens entsprechend größer dimensioniert. Die nicht tragenden Bauteile des Tragflügels bleiben in ihrer Hautdicke unverändert. Wie erwartet nehmen die Hautdicken bei beiden Tragflügeln sowohl auf der Oberseite als auch auf der Unterseite in Richtung Innenflügel infolge der aus den steigenden Biegemomenten folgenden Belastungen mit Ausnahme des innersten Bereichs zu. Als Grund für die Abnahme der Hautdicken im Innenflügelbereich bis zur Symmetrieebene wird die Anordnung der zu dimensionierenden Hautfelder zwischen den in Strömungsrichtung ausgerichteten Rippen vermutet. Diese Hautfelder sind nicht senkrecht zur elastischen Achse ausgerichtet. Deshalb ändern sich die Belastungen der

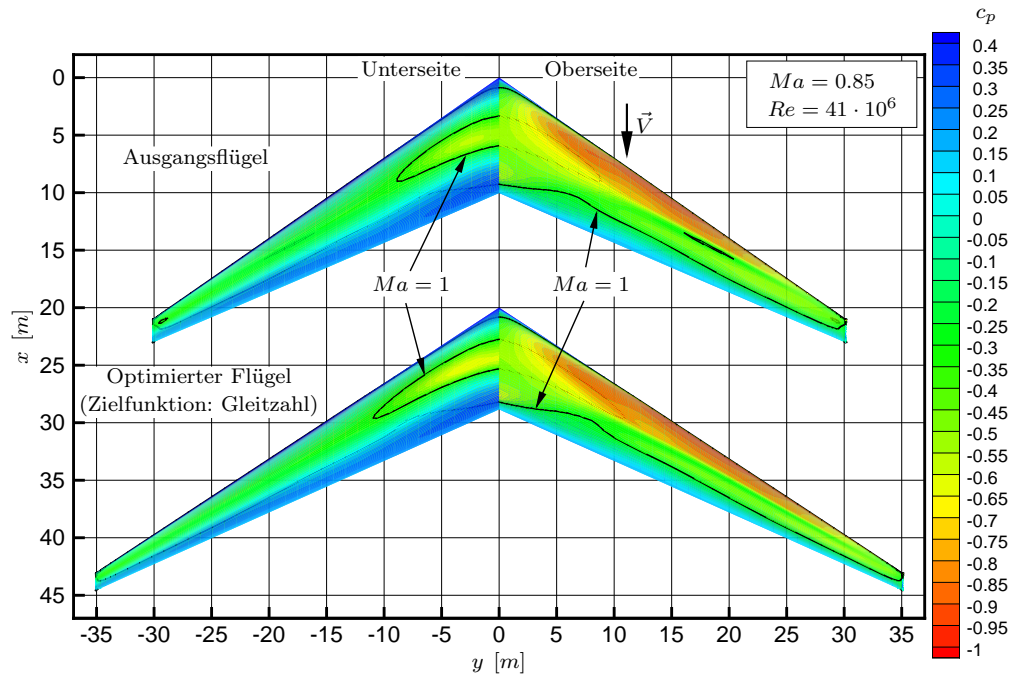


Bild 6.21: Oberflächendruckverteilungen von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Rückwärtspeilung (BSW).

einzelnen Hautfelder nicht nur in  $y$ -Richtung sondern auch in  $x$ -Richtung des globalen Koordinatensystems. Beim Übergang der Hautfelder in die Symmetrieebene werden die Lasten von der Einspannung aufgenommen. Zusätzlich resultiert nach Dubbel [90] aus dem Übergang des an die elastische Achse gebundenen Koordinatensystems in das globale Koordinatensystem an der Einspannung ein Torsionsmoment aus dem Biegemoment des Tragflügels. Die Überlagerung dieser Effekte wird als Ursache der unerwarteten Hautdickenverteilung im Innenflügelbereich bis zur Symmetrieebene angesehen.

In Tabelle 6.8 erfolgt eine Zusammenfassung der Ergebnisse der Grundrißoptimierung mit der Gleitzahl als Zielfunktion. Hier werden neben der Gleitzahl auch die Flügel- und Kraftstoffmassen angegeben. Die Optimierung führt zu einer Verbesserung der Gleitzahl im Reiseflug von 6.8 % bei einer Zunahme der Strukturmasse des Flügels von 49.7 %. Daraus resultiert eine deutlich kleinere Reichweite des Flugzeugs bei einer Zunahme des Kraftstoffverbrauchs von 16.9 %. Eine Optimierung des Tragflügels benötigt folglich eine Zielfunktion, welche neben der aerodynamischen Leistung auch die Strukturmasse berücksichtigt. In dem folgenden Abschnitt werden die Ergebnisse der multidisziplinären Flügelgrundrißoptimierungen mit der Reichweite und dem Kraftstoffverbrauch als Zielfunktion beschrieben.

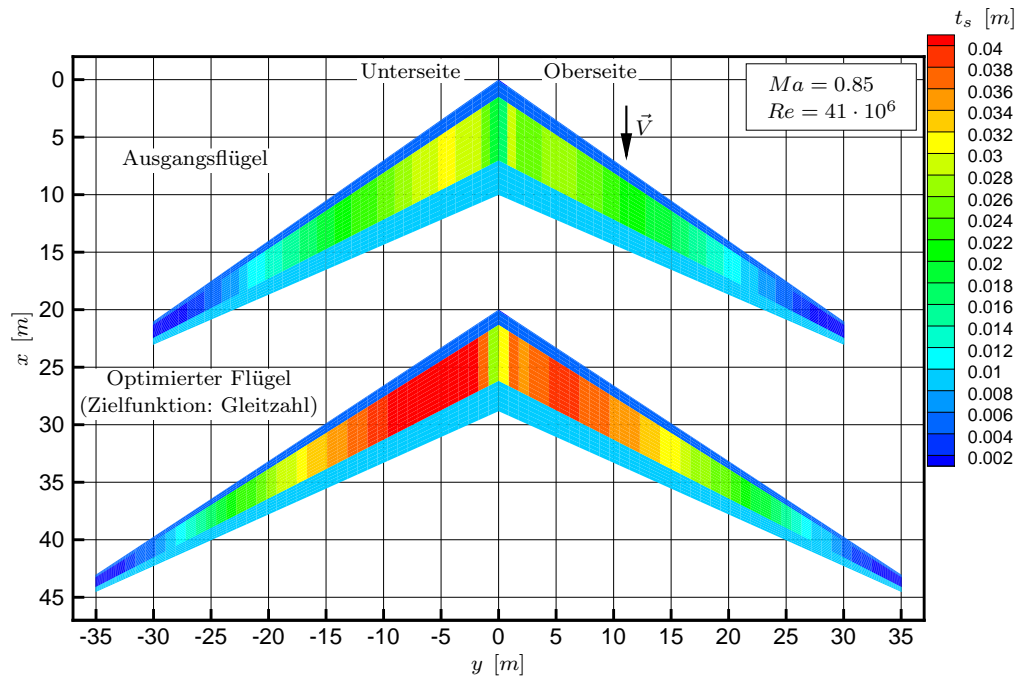


Bild 6.22: Hautdickenverteilungen der Bepunktung von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Rückwärtspfeilung (BSW).

Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)				
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel	Änderung
Gleitzahl	$L/D$	19.98	21.33	6.8 %
Angriffspunkt des Auftriebs	$\eta_{col}$	0.385	0.395	2.5 %
Strukturmasse des Flügels	$m_W/m_{MTO}$	0.2007	0.3002	49.6 %
Kraftstoffmasse	$m_F/m_{MTO}$	0.2693	0.1698	-36.9 %
Nutzlast	$m_P/m_{MTO}$	0.2000	0.2000	0.0 %
Reichweite	$R$	8725 km	4702 km	-46.1 %
Kraftstoffverbrauch	$V_F/(R m_P)$	1.821/(100 km 100 kg)	2.131/(100 km 100 kg)	16.9 %

Tabelle 6.8: Ergebnisse der Grundrißoptimierung mit der Gleitzahl als Zielfunktion.

### 6.3.2 Reichweiten- und Effizienzoptimierungen

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der Grundrißoptimierungen des rückwärts und des vorwärts gepfeilten Tragflügels gegenübergestellt. Die Zielfunktionen der Optimierungsrechnungen sind die Reichweite  $R$  und die Effizienz in Form des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs  $V_F/(R m_P)$ . Durch die Berücksichtigung der aerodynamischen Leistung und der Strukturmasse des Flügels in den Zielfunktionen werden die Grundrißoptimierungen der Tragflügel multidisziplinär.

Als Entwurfsparameter werden entsprechend Tabelle 6.6 die Streckung  $A$ , Pfeilung der Vorderkante  $\varphi_{LE}$ , Zuspitzung  $\lambda$ , Verwindung  $\varepsilon_{jig}$  und die relativen Profildicken  $t/c$  an 4 spannweiten Positionen des Tragflügels verwendet. Dabei bleibt die Flügelfläche  $S$  wie bei den Gleitzahloptimierungen von Abschnitt 6.3.1 konstant. Eine Vergrößerung der Streckung  $A$  ist somit ebenfalls mit einer größeren Spannweite  $b$  verbunden. Weiterhin wird die Profilform beibehalten

und die relative Profildicke durch eine Skalierung verändert. Wie bei der in Abschnitt 6.2 beschriebenen Optimierung des Innenprofils und der Verwindung erfolgt hier die Skalierung über eine Verschiebung der Profilkordinaten in z-Richtung.

### Reichweitenoptimierungen

Die Nebenbedingungen der Tragflügeloptimierungen mit der Reichweite als Zielfunktion sind in Abschnitt 6.1 aufgeführt. Dabei soll nochmals darauf hingewiesen werden, daß hier ein konstantes Nutzlastverhältnis von  $m_P/m_{MTO} = 0.2$  angenommen wird.

Der Verlauf der Reichweite während der Optimierung ist jeweils für den rückwärts gepfeilten Flügel (BSW) und für den vorwärts gepfeilten Flügel (FSW) in Bild 6.23 dargestellt. Beide Kurven verlaufen nahezu parallel, wobei die Kurve des rückwärts gepfeilten Tragflügels ein um ungefähr 1000 km höheres Niveau aufweist. Innerhalb von 138 Tragflügelrechnungen ist die Reichweite des rückwärts gepfeilten Flügels konvergiert. Die Reichweite des vorwärts gepfeilten Tragflügels konvergiert innerhalb von 108 Berechnungen. Einige Tragflügelgeometrien führen zu Fehlern in der Berechnung und werden mit einer Reichweite von  $R = 1000$  km versehen. Das Ergebnis von Iteration 105 des rückwärts gepfeilten Flügels mit einer Reichweite von  $R = 12496$  km konnte bei einer Nachrechnung nicht reproduziert werden. Deshalb wird hier von einem numerischen Fehler ausgegangen und der Flügel von Iteration 126, welcher mit einem Wert von  $R = 12068$  km die sonst größte Reichweite erzielte, als optimierter Tragflügel betrachtet.

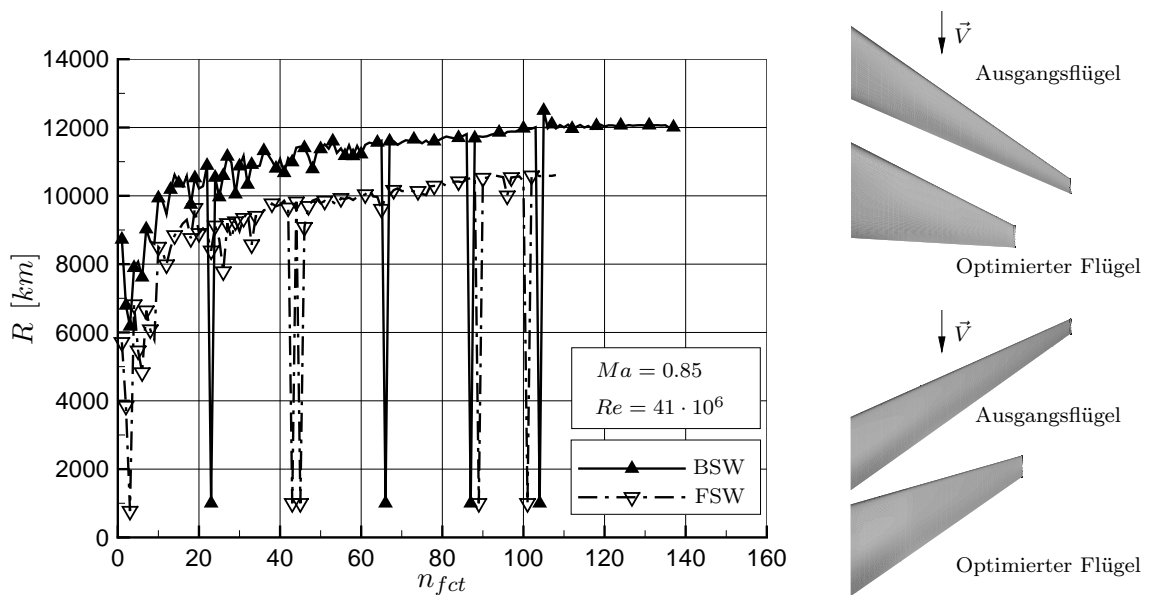


Bild 6.23: Verlauf der Reichweite während der Optimierungen des Flügelgrundrisses mit Draufsicht auf die Ausgangsflügel und die optimierten Flügel.

In Bild 6.24 sind die geometrischen Änderungen der Entwurfsparameter über den Verlauf der Optimierung für den rückwärts gepfeilten Flügel und den vorwärts gepfeilten Flügel dargestellt. Die Geometrie des rückwärts gepfeilten Tragflügels weist über den Verlauf der Optimierung nur noch geringe Änderungen auf und kann als konvergiert betrachtet werden. Bei der Optimierung des nach vorn gepfeilten Tragflügels sind noch etwas größere geometrische Änderungen der Geometrie über den Verlauf der Optimierung zu beobachten. Für die Optimierungen wird hier ein Abbruchkriterium verwendet, welches sich auf die Änderungen der Zielfunktion bezieht. Dieses

Abbruchkriterium wurde bei den Optimierungen des rückwärts gepfeilten Tragflügels stufenweise verfeinert. Die letzte Verfeinerung des Abbruchkriteriums brachte dabei keine weitere Verbesserung des Zielfunktionswertes. Deshalb wird bei der Optimierung des nach vorn gepfeilten Tragflügels auf diese letzte Verfeinerung des Abbruchkriteriums verzichtet. Beim vorwärts gepfeilten Tragflügel sind somit ebenfalls keine deutlichen Verbesserungen der Reichweite durch eine weitere Verfeinerung des Abbruchkriteriums zu erwarten und die Optimierung soll als ausreichend konvergiert betrachtet werden.

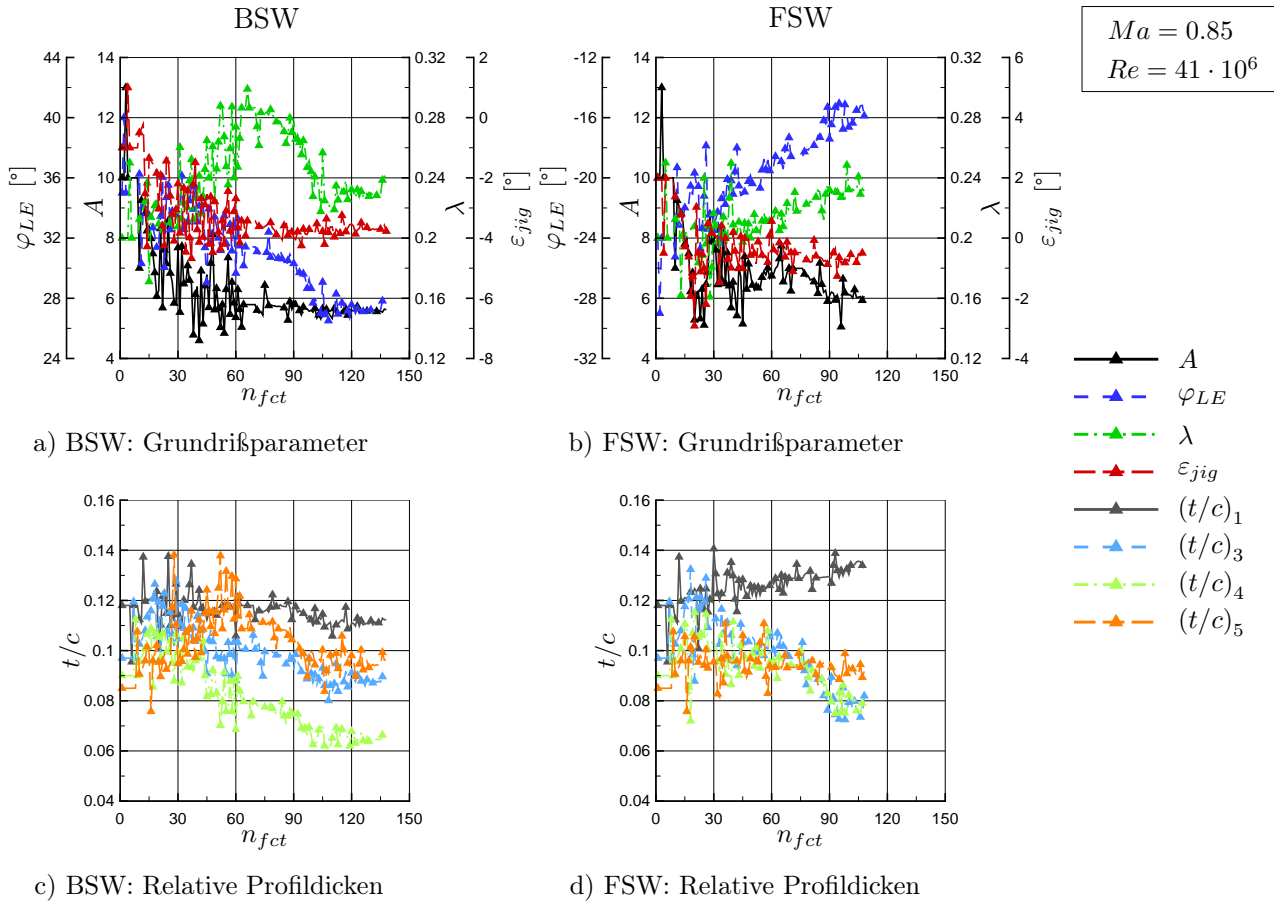


Bild 6.24: Verlauf der Geometrie während der Optimierungen des Flügelgrundrisses mit der Reichweite als Zielfunktion.

Ein Vergleich der Geometrien des jeweiligen Ausgangsflügels mit dem optimierten Tragflügel wird in Tabelle 6.9 und Bild 6.25 für die Optimierungen mit der Reichweite als Zielfunktion vorgenommen. Beide optimierten Tragflügel weisen eine stark verkleinerte Streckung  $A$ , einen deutlich reduzierten Pfeilwinkel der Vorderkante  $\varphi_{LE}$  und eine geringere Zuspitzung  $\lambda$  auf. Die Optimierung des rückwärts gepfeilten Tragflügels führt zu einer Zunahme der Verwindung. Dies folgt aus der Änderung des Verwindungswinkels von  $\varepsilon_{jig} = -1.0^\circ$  beim Ausgangsflügel auf einen Wert von  $\varepsilon_{jig} = -3.8^\circ$  beim optimierten Tragflügel. Im Gegensatz dazu folgt aus der Optimierung des Flügels mit Vorwärtspfeilung eine Abnahme der Verwindung. Hier weist der Ausgangsflügel entsprechend Tabelle 6.9 eine Verwindung von  $\varepsilon_{jig} = 1.24^\circ$  und der optimierte Tragflügel eine Verwindung von  $\varepsilon_{jig} = -0.5^\circ$  auf.

Entsprechend Bild 6.25 verkleinert sich die relative Profildicke des rückwärts gepfeilten Flügels bis zu einer spannweiten Position von  $\eta = 0.9$  durch die Grundrißoptimierung mit der Reichweite als Zielfunktion. Im Gegensatz zum Flügel mit Rückwärtspfeilung vergrößert sich

beim vorwärts gepfeilten Tragflügel die entsprechende relative Profildicke im Innenflügelbereich bis zu einer spannweitigen Position von  $\eta = 0.2$  gegenüber dem Ausgangsflügel. Mit Ausnahme des Innenflügelbereichs und einem kleinen Bereich des Außenflügels weisen beide optimierten Tragflügel entsprechend der in Bild 6.25 dargestellten relativen Profildickenverteilung über einen großen spannweitigen Bereich eine gegenüber den Ausgangsflügeln verringerte relative Profildicke auf. In dem kleinen Bereich des Außenflügels bis zur Flügelspitze haben die beiden optimierten Tragflügel eine größere relative Profildicke ( $(t/c)_5$ ) als vor der Optimierung. Die Zahlenwerte der relativen Profildicken werden im Anhang B.2 in Tabelle B.4 angegeben.

Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)			
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel
Streckung	$A$	10.0	5.57
Pfeilung Vorderkante	$\varphi_{LE}$	$35.0^\circ$	$27.1^\circ$
Zuspitzung	$\lambda$	0.2	0.228
Verwindung	$\varepsilon_{jig}$	$-1.0^\circ$	$-3.8^\circ$

Vorwärts gepfeilter Tragflügel (FSW)			
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel
Streckung	$A$	10.0	6.07
Pfeilung Vorderkante	$\varphi_{LE}$	$-24.0^\circ$	$-15.9^\circ$
Zuspitzung	$\lambda$	0.2	0.231
Verwindung	$\varepsilon_{jig}$	$1.24^\circ$	$-0.5^\circ$

Tabelle 6.9: Geometrien der Grundrißoptimierungen mit der Reichweite als Zielfunktion.

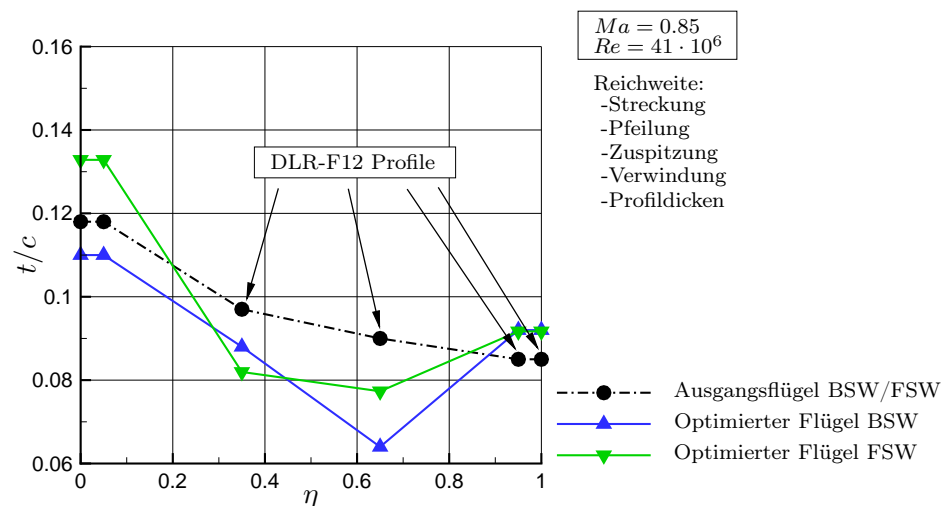


Bild 6.25: Relative Profildickenverteilungen und Profilgeometrien für die Optimierungen mit der Reichweite als Zielfunktion.

In Bild 6.26 sind die Zirkulationsverteilungen des Ausgangsflügels und des optimierten Flügels mit positiver Vorderkantenpfeilung dargestellt. Der optimierte Tragflügel hat aufgrund seiner kleineren Streckung und der damit verbundenen Zunahme der Profiltiefe eine größere



lokale Zirkulation. Die elliptische Zirkulationsverteilung ist ebenfalls für jeden Tragflügel eingezeichnet. Beim optimierten Tragflügel ist die Zirkulation im Innenflügelbereich deutlich überelliptisch und im Außenflügelbereich entsprechend unterelliptisch. Im Zusammenhang mit der geringen Spannweite ist damit ein kleines Wurzelbiegemoment und eine geringe Strukturmasse verbunden. Die Zirkulation des optimierten Tragflügels steigt in Richtung Symmetrieebene im Innenflügelbereich stetig an. Im Unterschied dazu steigt sie in diesem Bereich beim Ausgangsflügel erst an und nimmt dann sogar wieder etwas ab. Beide Zirkulationsverteilungen weichen ähnlich stark von der jeweils elliptischen Zirkulationsverteilung ab. Der Angriffspunkt des Auftriebs liegt bei beiden Tragflügeln bei einem ähnlichen Wert der Spannweitenkoordinate  $\eta$  und ist in Bild 6.26 durch den Gesamtauftriebsbeiwert des Flügels  $C_L$  angegeben. Die lokalen Auftriebsbeiwerte haben bei beiden Tragflügeln einen ähnlichen Verlauf in Spannweitenrichtung und bleiben unter einem Wert von  $C_l = 0.5$ .

Aufgrund der kleineren Tragflügelstreckung hat der optimierte Tragflügel eine im Vergleich zum Ausgangsflügel nur etwa halb so große Auslenkung an der Flügelspitze. Dies ist dem Verlauf der Auslenkung in Bild 6.27 zu entnehmen. Dabei werden auch hier die Auslenkungen der Kurve  $z(\eta)$  betrachtet, welche die Profilschnen des Tragflügels bei einer Profiltiefe von  $x/c = 0.25$  schneidet. Weiterhin sind in Bild 6.27 die sich im Reiseflug einstellenden Verwindungsverteilungen in Spannweitenrichtung von beiden Tragflügeln dargestellt.

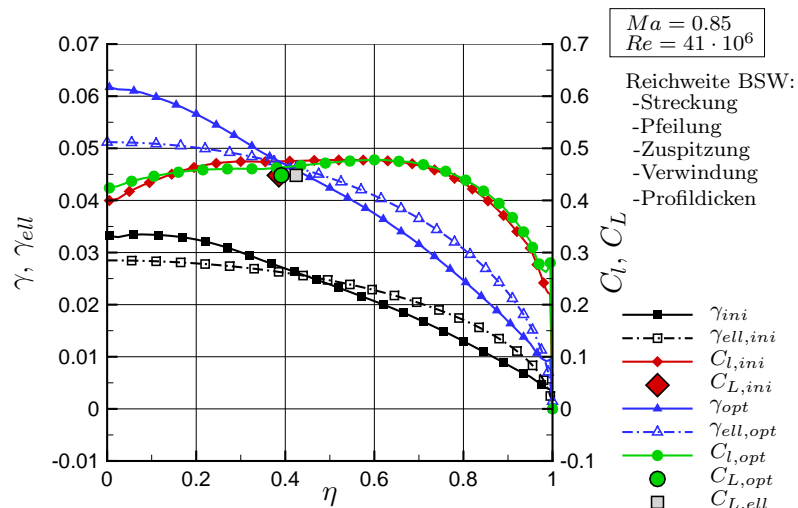


Bild 6.26: Zirkulationsverteilungen und lokale Auftriebsbeiwerte von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Rückwärts Pfeilung (BSW).

Für den vorwärts gepfeilten Tragflügel sind in Bild 6.28 die Zirkulationsverteilungen und lokalen Auftriebsbeiwerte dargestellt. Der optimierte Tragflügel weist im Vergleich zum Ausgangsflügel eine zum Innenflügel hin verschobenen Zirkulationsverteilung mit einem deutlich höheren Niveau aufgrund der größeren Profiltiefe auf. Die Zirkulationsverteilung des optimierten Tragflügels weist etwas größere Abweichungen von der zugehörigen elliptischen Zirkulationsverteilung als die entsprechende Zirkulationsverteilung des Ausgangsflügels auf. Beim optimierten Tragflügel liegt der Angriffspunkt des Auftriebs aufgrund der zum Innenflügel hin verschobenen Zirkulationsverteilung bei einer kleineren Spannweitenkoordinate  $\eta$ . Durch die deutlich geringere Spannweite bedeutet dies eine große Verschiebung des Auftriebs in Richtung Symmetrieebene. Daraus folgt eine große Reduzierung des Wurzelbiegemoments und eine damit verbundene Abnahme der Strukturmasse des optimierten Tragflügels gegenüber dem Ausgangsflügel. Die



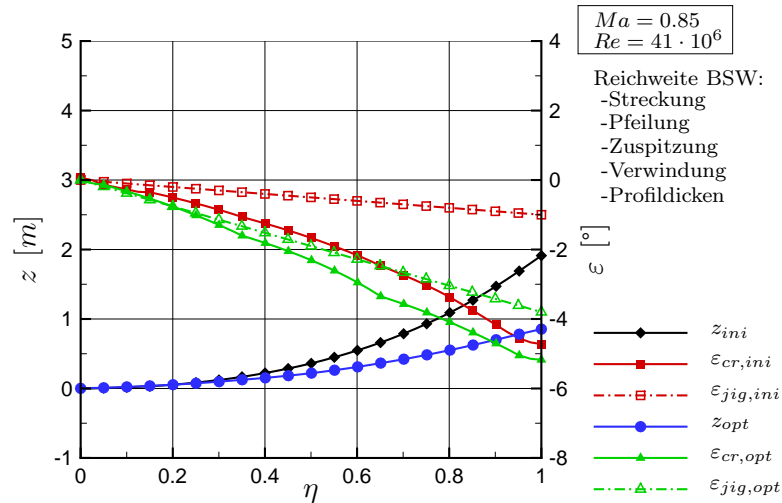


Bild 6.27: Lokale Auslenkungen und Verwindungsverteilungen von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Rückwärtspfeilung (BSW).

sehr hohen lokalen Auftriebsbeiwerte des Ausgangsflügels im Außenflügelbereich werden durch die Optimierung deutlich verringert.

Bei der Betrachtung der lokalen Auslenkungen in Bild 6.29 fällt die geringe Auslenkung des optimierten Tragflügels im Vergleich mit dem Ausgangsflügel auf. Es stellt sich auch eine deutlich reduzierte Verwindung beim optimierten Tragflügel im Gegensatz zum Ausgangsflügel ein. Die Verwindungsverteilungen beider Tragflügel sind in Bild 6.29 für den Reiseflug dargestellt.

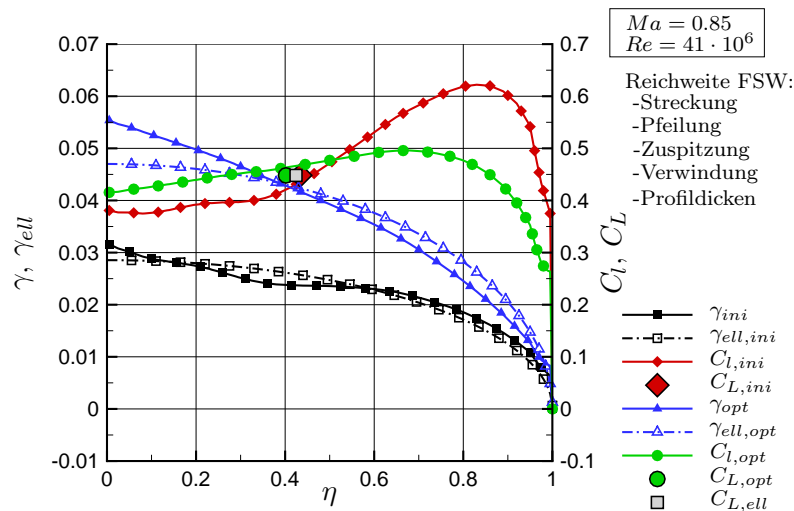


Bild 6.28: Zirkulationsverteilungen und lokale Auftriebsbeiwerte von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Vorwärtspfeilung (FSW).

Eine Auswertung der einzelnen Widerstandsanteile wird in Bild 6.30 für die Optimierungen mit der Reichweite als Zielfunktion vorgenommen. Entsprechend den in Abschnitt 6.1 angegebenen Nebenbedingungen wird der Widerstandsbeiwert des Rumpfes und der Leitwerke  $C_{D,B}$  bei

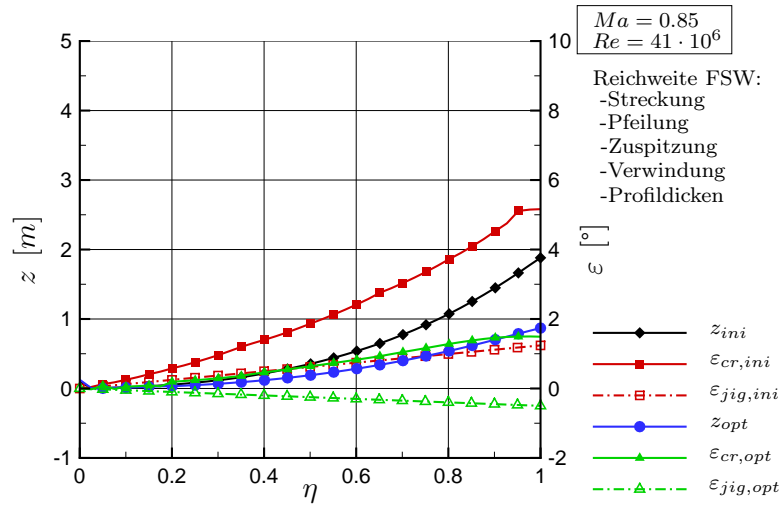


Bild 6.29: Lokale Auslenkungen und Verwindungsverteilungen von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Vorwärtspfeilung (FSW).

allen Tragflügelkonfigurationen als konstant angenommen. Das Flugzeug mit dem geringsten Gesamtwiderstandsbeiwert  $C_D$  ist das mit dem rückwärts gepfeilten Ausgangsflügel.

Bei der Betrachtung der verschiedenen Widerstandsanteile des Tragflügels wird deutlich, daß der induzierte Widerstand den größten Anteil besitzt. Der induzierte Widerstandsbeiwert ist von der Streckung  $A$  und der Auftriebsverteilung in Spannweitenrichtung abhängig. Daraus folgt auch der niedrige induzierte Widerstandsbeiwert der beiden Ausgangsflügel. Der geringe Vorteil des vorwärts gepfeilten Tragflügels gegenüber dem rückwärts gepfeilten Flügel beim induzierten Widerstandsbeiwert ist auf eine im Hinblick auf den induzierten Widerstand aerodynamisch günstigere Auftriebsverteilung zurückzuführen. Bei der als vollständig turbulent angenommenen Umströmung der Tragflügel unterscheiden sich die Reibungswiderstandsbeiwerte des Flügels  $C_{Df,W}$  nur sehr geringfügig. Die Summe aus Wellenwiderstandsbeiwert und reibungsabhängigen Druckwiderstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$  ist bei den positiv gepfeilten Flügeln um mehr als  $\Delta C_D = 10 \cdot 10^{-4}$  kleiner als bei den Tragflügeln mit negativer Pfeilung. Weiterhin weisen die optimierten Tragflügel mit der Reichweite als Zielfunktion keine Verbesserungen des Widerstandsbeiwerts  $C_{Dw+pv,W}$  auf.

Der optimierte Tragflügel mit Vorwärtspfeilung besitzt im Gegensatz zum optimierten Tragflügel mit Rückwärtspfeilung einen kleineren induzierten Widerstandsbeiwert  $C_{Di,W}$  und einen größeren Widerstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$ . In der Summe der aerodynamischen Widerstände im Reiseflug ist der Unterschied zwischen dem optimierten Tragflügel mit positiver Pfeilung und dem optimierten Tragflügel mit negativer Pfeilung gering. Eine Verbesserung des Widerstandsbeiwerts  $C_{Dw+pv,W}$  des vorwärts gepfeilten Tragflügels auf ein dem rückwärts gepfeilten Tragflügel entsprechendes Niveau ist durch eine weitere Optimierung der Profilierung entsprechend Abschnitt 6.2 zu erwarten.

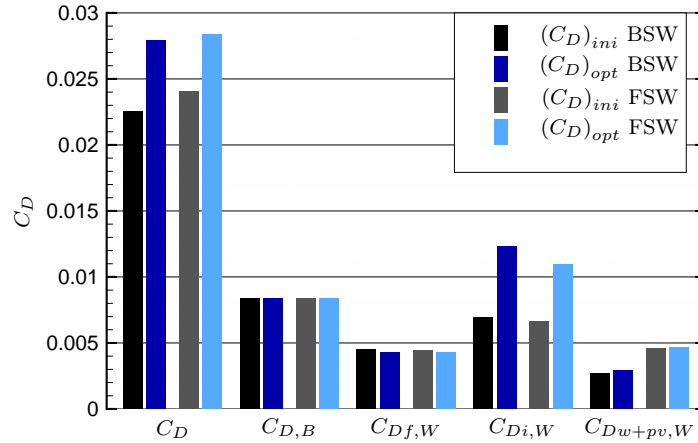


Bild 6.30: Widerstandsanteile aus den Optimierungen des Flügelgrundrisses mit der Reichweite als Zielfunktion.

### Effizienzoptimierungen

Für die Tragflügeloptimierungen mit der Effizienz als Zielfunktion werden ebenfalls die in Abschnitt 6.1 aufgeführten Nebenbedingungen verwendet. Wie schon erwähnt, wird dabei im Gegensatz zu den Optimierungen mit der Reichweite als Zielfunktion eine konstante Reichweite von  $R = 12000$  km vorgegeben und das sich ergebende Nutzlastverhältnis  $m_P/m_{MTO}$  entsprechend den Gleichungen von Tabelle 5.4 bestimmt.

Die Verläufe der Optimierungen des rückwärts gepfeilten Flügels und des vorwärts gepfeilten Tragflügels mit der Effizienz als Zielfunktion sind in Bild 6.31 dargestellt. Als Effizienz wird in diesem Zusammenhang der mittlere Kraftstoffverbrauch pro 100 km zurückgelegter Flugstrecke und 100 kg Nutzlast verstanden. Wenn eine Tragflügelkonfiguration auch ohne Nutzlast die vorgegebene Reichweite nicht erreicht oder ein Fehler in der Prozeßkette auftritt, wird der Kraftstoffverbrauch auf einen Wert von  $V_F/(R m_P) = 101/(100 \text{ km } 100 \text{ kg})$  gesetzt. Dies trat zu Beginn der Optimierung des vorwärts gepfeilten Tragflügels sehr häufig auf, weil einige der Tragflügelkonfigurationen aufgrund des aeroelastischen Verhaltens sehr schwer wurden. Deshalb wurde die Optimierung nochmals mit einer Streckung von  $A = 7.0$  und einer Verwindung von  $\varepsilon_{jig} = 0.0^\circ$  gestartet. Die reduzierte Streckung des Ausgangsflügels führt zu einem erfolgreichen Optimierungslauf. Zum Vergleich von Ausgangsflügel und optimiertem Tragflügel wird in Analogie zu den Ergebnissen des rückwärts gepfeilten Flügels der hoch gestreckte Ausgangsflügel mit der Streckung von  $A = 10$  verwendet. Bei der Optimierung des vorwärts gepfeilten Tragflügels kam es von Iteration 119 bis 149 zu einem zeitlich begrenztem Lizenzproblem eines der Programme. Zu diesem Zeitpunkt ist die Optimierung schon konvergiert. Die geometrischen Änderungen des rückwärts gepfeilten Tragflügels wirken sich ungefähr ab Iteration 120 nicht mehr auf die Zielfunktion aus. Beim vorwärts gepfeilten Tragflügel ist die Optimierung innerhalb von 100 Iterationsschritten konvergiert.

Die Verläufe der Entwurfparameter während der Optimierungen sind in Bild 6.32 abgebildet. Beide Optimierungsläufe werden nach 200 Iterationen beendet, weil sich keine Verbesserungen der Zielfunktion mehr einstellen. Bei den geometrischen Änderungen der letzten 40 Iterationen wird beim rückwärts gepfeilten Tragflügel keine Auswirkung auf die Zielfunktion beobachtet. Der Grund dafür ist, daß einige geometrische Variationen des Tragflügels zu einer Verbesserung

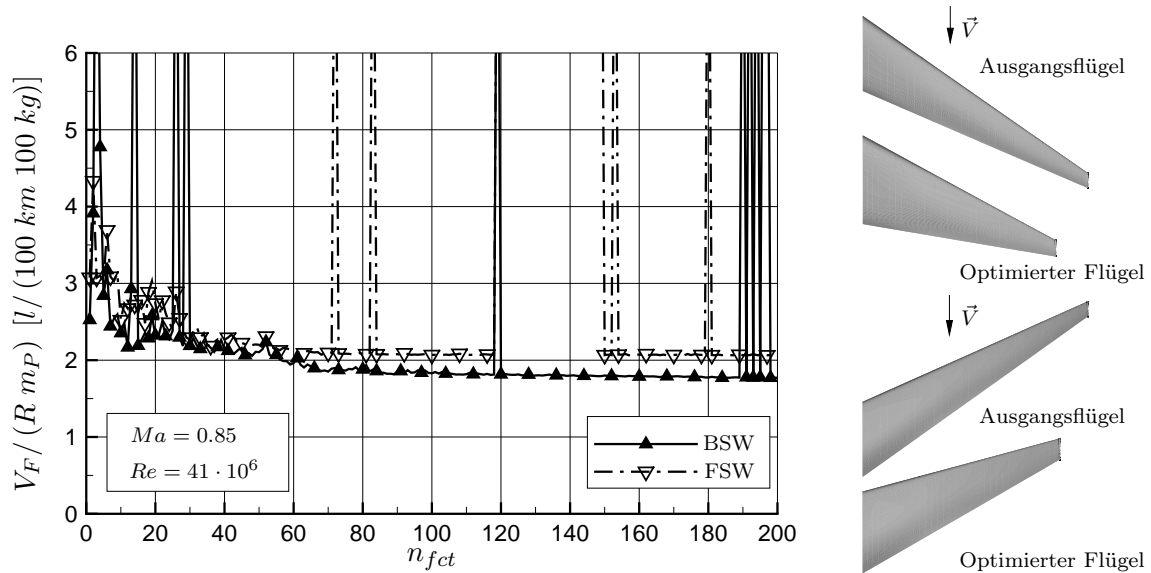


Bild 6.31: Verlauf der Effizienz während der Optimierungen des Flügelgrundrisses mit Draufsicht auf die Ausgangsflügel und die optimierten Flügel.

der aerodynamischen Leistung bei einer gleichzeitigen Zunahme der Strukturmasse führen oder daß ein genau umgekehrtes Verhalten auftritt. Weiterhin sind diese beiden Einflüsse der Geometrieänderung im Bezug auf die Zielfunktion gleichwertig und wirken sich deshalb nicht auf die Zielfunktion aus. An den Verläufen der Zielfunktion und der Entwurfparameter des rückwärts gepfeilten Tragflügels ist dies ab Iteration 80 zu beobachten. Um eine weitere Bewertung vorzunehmen, müßte ein weiteres Auswahlkriterium herangezogen werden.

Einen Überblick über die Werte der Entwurfparameter der optimierten Tragflügel gegenüber den Ausgangsflügeln gibt Tabelle 6.10 und Bild 6.33 für die Flügel mit positivem und mit negativem Pfeilwinkel. Die Werte in Klammern beim vorwärts gepfeilten Ausgangsflügel beziehen sich auf den tatsächlich verwendeten Tragflügelgrundriß zu Beginn der Optimierung. Aus Gründen der Vergleichbarkeit mit dem rückwärts gepfeilten Tragflügel soll auch beim vorwärts gepfeilten Flügel der Ausgangsflügel mit der Streckung von  $A = 10$  in den folgenden Auswertungen betrachtet werden.

Beide optimierten Tragflügel weisen mit  $A = 7.34$  für den rückwärts gepfeilten Flügel und  $A = 7.66$  für den vorwärts gepfeilten Flügel eine ähnliche Streckung auf. Damit sind die Streckungen und Spannweiten der optimierten Tragflügel mit der Effizienz als Zielfunktion größer als die der optimierten Flügel mit der Reichweite als Zielfunktion. Eine Begründung für die unerwartet deutlichen Unterschiede der Flügelstreckung wird in Abschnitt 6.3.2 im Rahmen einer ausführlichen Diskussion der Ergebnisse im Hinblick auf die verschiedenen Zielfunktionen angegeben.

Gemäß Tabelle 6.10 führt die Grundrißoptimierung mit der Effizienz als Zielfunktion bei beiden Tragflügeln zu einer deutlichen Reduzierung des Pfeilwinkels der Vorderkante  $\varphi_{LE}$ . Gleichzeitig nehmen die relativen Profildicken  $t/c$  entsprechend Bild 6.33 mit Ausnahme der relativen Profildicke in einem kleinen Bereich des Außenflügels bis zur Flügelspitze des rückwärts gepfeilten Flügels gegenüber den Ausgangsflügeln ab. Die zugehörigen Zahlenwerte der relativen Profildicken sind Tabelle B.5 von Anhang B.2 zu entnehmen.

Beim rückwärts gepfeilten Tragflügel vergrößert sich die Zuspitzung  $\lambda$  durch die Optimierung und beim vorwärts gepfeilten Tragflügel wird sie durch die Optimierung reduziert. Damit hat der optimierte rückwärts gepfeilte Tragflügel eine etwas größere Flügeltiefe im Innenflügelbereich als

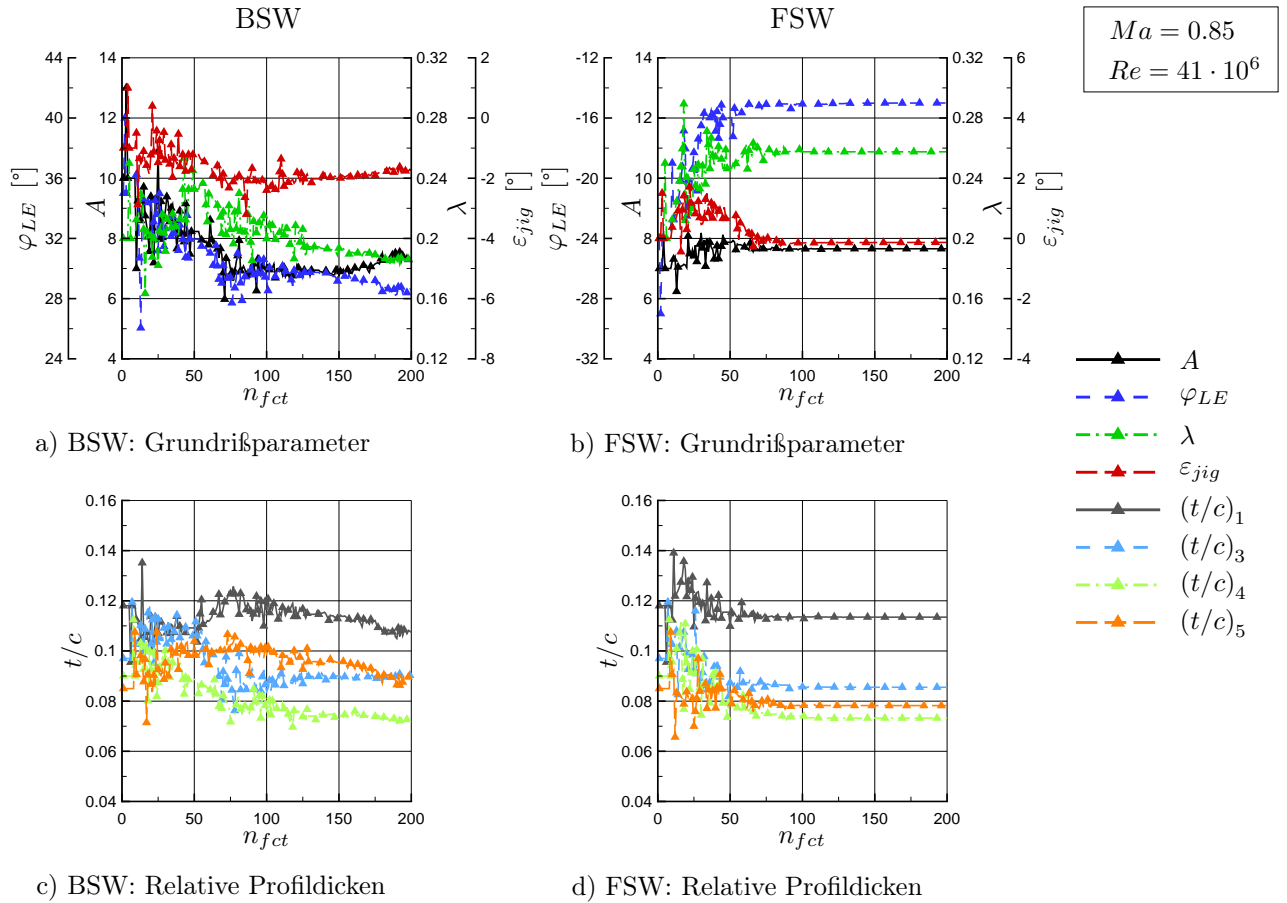


Bild 6.32: Verlauf der Geometrie während der Optimierungen des Flügelgrundrisses mit der Effizienz als Zielfunktion.

der optimierte Flügel mit Vorwärtspfeilung. Der optimierte rückwärts gepfeilte Tragflügel weist eine Verwindung von  $\varepsilon_{jig} = -1.7^\circ$  auf. Im Gegensatz dazu besitzt der optimierte Tragflügel mit Vorwärtspfeilung keine Verwindung im unbelasteten Zustand.

In Bild 6.34 sind die Zirkulationsverteilungen des Ausgangsflügels und des optimierten Tragflügels mit positiver Pfeilung dargestellt. Beide Auftriebsverteilungen weichen ähnlich von der jeweiligen elliptischen Auftriebsverteilung ab. Daraus folgt ein sich kaum unterscheidender Angriffspunkt des Auftriebs bezogen auf die Spannweitenkoordinate  $\eta$ . Aufgrund der größeren Profiltiefe des optimierten Tragflügels gegenüber dem Ausgangsflügel ist die Auftriebsverteilung zu größeren Werten hin verschoben. Der optimierte Tragflügel weist leicht vergrößerte lokale Auftriebsbeiwerte im Außenflügelbereich auf. Dies steht im Zusammenhang mit der stärkeren Zuspitzung.

Die sich im Reiseflug einstellenden lokalen Auslenkungen und Verwindungsverteilungen sind in Bild 6.35 abzulesen. Auch hier werden die Auslenkungen der Kurve  $z(\eta)$  betrachtet, welche die Profildicken des Tragflügels bei einer Profiltiefe von  $x/c = 0.25$  schneidet. Der Ausgangsflügel wird von den angreifenden Luftkräften stärker ausgelenkt als der optimierte Flügel. Weiterhin ist an der sich einstellenden Verwindungsverteilung ein vom Betrag größerer Verwindungswinkel beim Ausgangsflügel gegenüber dem optimierten Flügel zu beobachten.

Auch beim vorwärts gepfeilten Tragflügel führt die Optimierung zu einer Verschiebung des Auftriebs zum Innenflügel hin. Dies ist Bild 6.36 zu entnehmen. Der Angriffspunkt des Auftriebs wird folglich zu einem etwas kleineren Wert der Spannweitenkoordinate  $\eta$  verschoben.

Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)			
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel
Streckung	$A$	10.0	7.34
Pfeilung Vorderkante	$\varphi_{LE}$	$35.0^\circ$	$28.6^\circ$
Zuspitzung	$\lambda$	0.2	0.185
Verwindung	$\varepsilon_{jig}$	$-1.0^\circ$	$-1.7^\circ$

Vorwärts gepfeilter Tragflügel (FSW)			
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel
Streckung	$A$	10.0 (7.0)	7.66
Pfeilung Vorderkante	$\varphi_{LE}$	$-24.0^\circ$	$-15.0^\circ$
Zuspitzung	$\lambda$	0.2	0.258
Verwindung	$\varepsilon_{jig}$	$1.24^\circ$ (0.0°)	$-0.1^\circ$

Tabelle 6.10: Geometrien der Grundrißoptimierung mit der Effizienz als Zielfunktion.

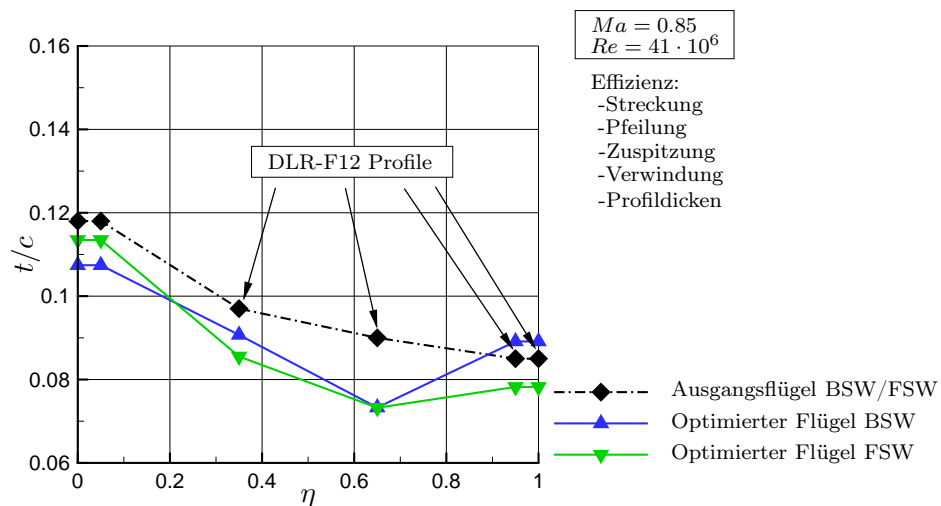


Bild 6.33: Relative Profildickenverteilungen und Profilgeometrien für die Optimierungen mit der Effizienz als Zielfunktion.

Beide Auftriebsverteilungen haben über einen großen Bereich der Spannweite einen der elliptischen Auftriebsverteilung sehr ähnlichen Verlauf. Die verschiedenen Profiltiefen führen zu den sehr unterschiedlichen Werten der lokalen Zirkulation. Beim optimierten Tragflügel sind die Auftriebsbeiwerte im Außenflügelbereich deutlich kleiner als beim Ausgangsflügel.

Die deutlich geringere Auslenkung des optimierten Tragflügels gegenüber dem Ausgangsflügel ist in Bild 6.37 abzulesen. Daraus folgt ein geringeres Aufdrehen des Tragflügels infolge der Biege-Torsions-Kopplung. Dies entspricht einer Abnahme der Verwindung, welche die Ursache für die in Bild 6.36 beobachtete Reduzierung der lokalen Auftriebsbeiwerte im Außenflügelbereich ist.

In Bild 6.38 sind die Widerstandsanteile der Tragflügel aus den Optimierungen mit der Effizienz als Zielfunktion dargestellt. Im Gegensatz zu den Optimierungen mit der Reichweite als Zielfunktion wird hier der Widerstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$  durch die Optimierung reduziert. Dabei ist die Widerstandsreduktion beim vorwärts gepfeilten Tragflügel besonders groß. Aufgrund

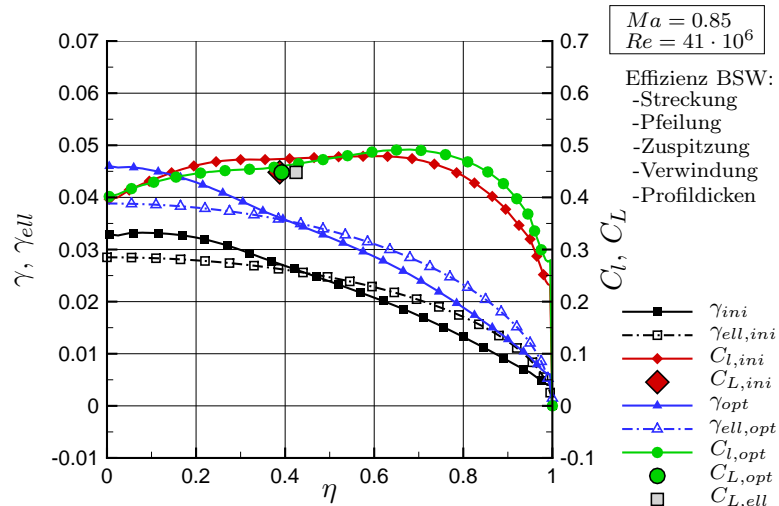


Bild 6.34: Zirkulationsverteilungen und lokale Auftriebsbeiwerte von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Rückwärtspfeilung (BSW).

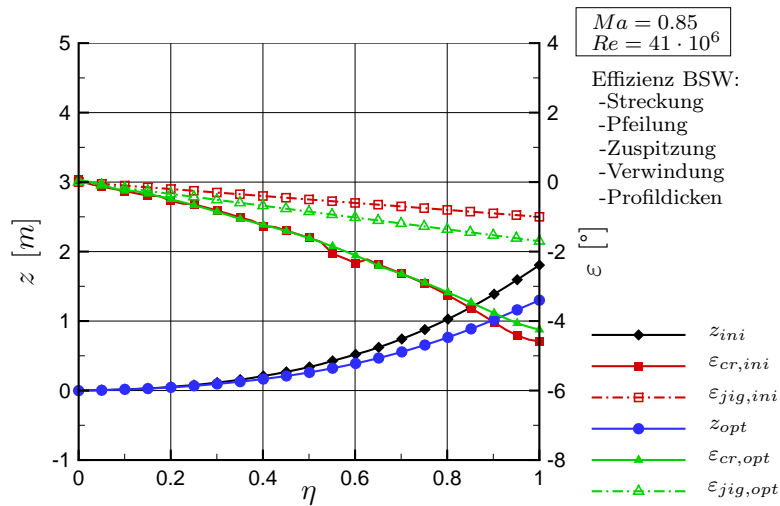


Bild 6.35: Lokale Auslenkungen und Verwindungsverteilungen von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Rückwärtspfeilung (BSW).

der größeren Streckungen der optimierten Flügel mit der Effizienz als Zielfunktion gegenüber den optimierten Flügeln mit der Reichweite als Zielfunktion ist die Zunahme des induzierten Widerstandsbeiwerts durch die Optimierung geringer.

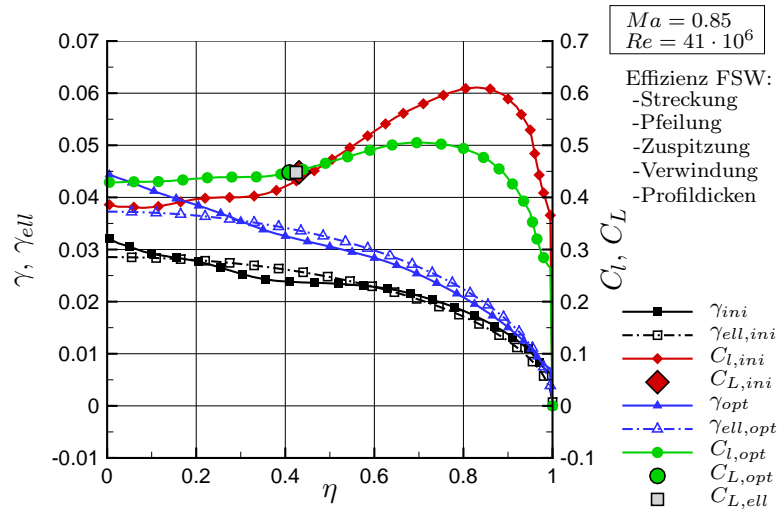


Bild 6.36: Zirkulationsverteilungen und lokale Auftriebsbeiwerte von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Vorwärtspfeilung (FSW).

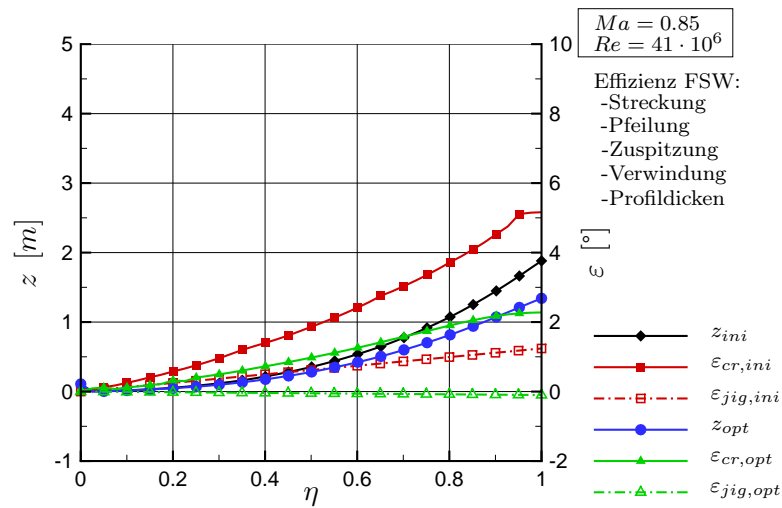


Bild 6.37: Lokale Auslenkungen und Verwindungsverteilungen von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel mit Vorwärtspfeilung (FSW).



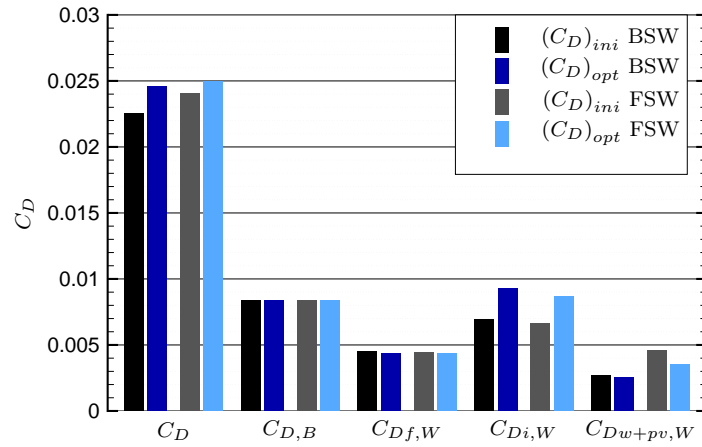


Bild 6.38: Widerstandsanteile aus den Optimierungen des Flügelgrundrisses mit der Effizienz als Zielfunktion.

## Gegenüberstellung weiterer Ergebnisse der Reichweiten- und Effizienzoptimierungen

In Bild 6.39 sind die Oberflächendruckverteilungen der positiv gepfeilten Tragflügel im Reiseflug dargestellt. Abgebildet sind der Ausgangsflügel, der optimierte Flügel mit der Reichweite als Zielfunktion und der optimierte Tragflügel mit der Effizienz als Zielfunktion. Die Überschallbereiche sind durch die Linien mit  $Ma = 1$  von den Unterschallgebieten getrennt. Beide optimierten Flügel weisen im Gegensatz zum Ausgangsflügel auf der Oberseite eine Umströmung mit höheren Druckbeiwerten und damit geringeren Strömungsgeschwindigkeiten auf. Weiterhin führten die Optimierungen zu niedrigeren Druckbeiwerten und damit höheren Strömungsgeschwindigkeiten auf der Tragflügelunterseite. Die Isobaren weisen beim Ausgangsflügel den größten Pfeilwinkel auf. Beim optimierten Tragflügel mit der Reichweite als Zielfunktion haben die Isobaren eine kleinere Pfeilung. Ein zwischen den beiden anderen Flügeln liegender Pfeilwinkel der Isobaren stellt sich beim optimierten Flügel mit der Effizienz als Zielfunktion im Außenflügelbereich ein. Im Innenflügelbereich ist bei allen Tragflügeln eine Entpfeilung der Isobaren in Richtung Symmetrieebene zu beobachten. Der Außenflügelbereich weist bei den optimierten Tragflügeln einen ausgeprägten Randeinfluß auf. Dieser Bereich kann durch einen geeigneten Randbogen und eine angepasste Profilgeometrie weiter verbessert werden.

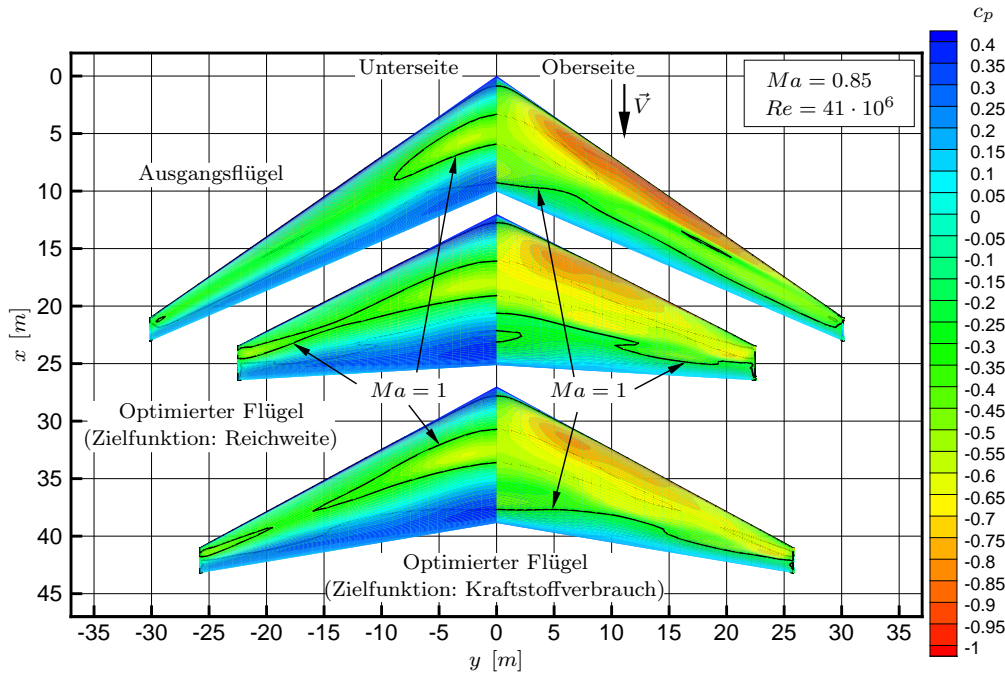


Bild 6.39: Oberflächendruckverteilungen von Ausgangsflügel und optimierten Flügeln mit Rückwärtspeilung (BSW).

Die Hautdicken der Beplankung  $t_s$  sind für den Ausgangsflügel, den optimierten Flügel mit der Reichweite als Zielfunktion und den optimierten Tragflügel mit der Effizienz als Zielfunktion in Bild 6.40 dargestellt. Dabei wird deutlich, daß nur der Flügelkasten als tragende Struktur des Tragflügels in der Dimensionierung berücksichtigt wird. Bei allen Tragflügeln sind die Hautdicken der Beplankung  $t_s$  auf der Unterseite des Flügelkastens etwas größer als auf der Oberseite. Der optimierte Flügel mit der Reichweite als Zielfunktion hat die kleinsten Hautdicken  $t_s$ . Dies kann auf die geringsten Belastungen der Tragflügelstruktur infolge der größten absoluten Profildicken im Innenflügelbereich und des kleinsten Wurzelbiegemoments zurück-

geführt werden. Dabei ist die geringste Spannweite in Kombination mit einer fast identischen spannweitenigen Koordinate  $\eta_{col}$  des Angriffspunkts des Auftriebs die Ursache für das kleinste Wurzelbiegemoment aller in Bild 6.40 dargestellten Tragflügel. Auch der optimierte Tragflügel mit der Effizienz als Zielfunktion hat deutlich kleinere Hautdicken  $t_s$  als der Ausgangsflügel. Dies ist ebenfalls auf die im Gegensatz zum Ausgangsflügel größeren absoluten Profildicken und ein kleineres Wurzelbiegemoment aufgrund der reduzierten Spannweite zurückzuführen. Die Hautdicken der Beplankung erreichen bei allen drei Flügeln die vorgegebene Mindesthautdicke von  $t_{min} = 1.6$  mm im Außenbereich des Flügelkastens. Weiterhin nehmen die Hautdicken der Beplankung  $t_s$  bei allen drei Tragflügeln sowohl auf der Oberseite als auch auf der Unterseite in Richtung Innenflügel infolge der aus den steigenden Biegemomenten folgenden Belastungen mit Ausnahme des innersten Bereichs zu. Als Grund für dieses Verhalten im innersten Bereich werden die Effekte der Einspannung im Zusammenhang mit der Anordnung der zu dimensionierenden Hautfelder entsprechend den Ausführungen in Abschnitt 6.3.1 vermutet.

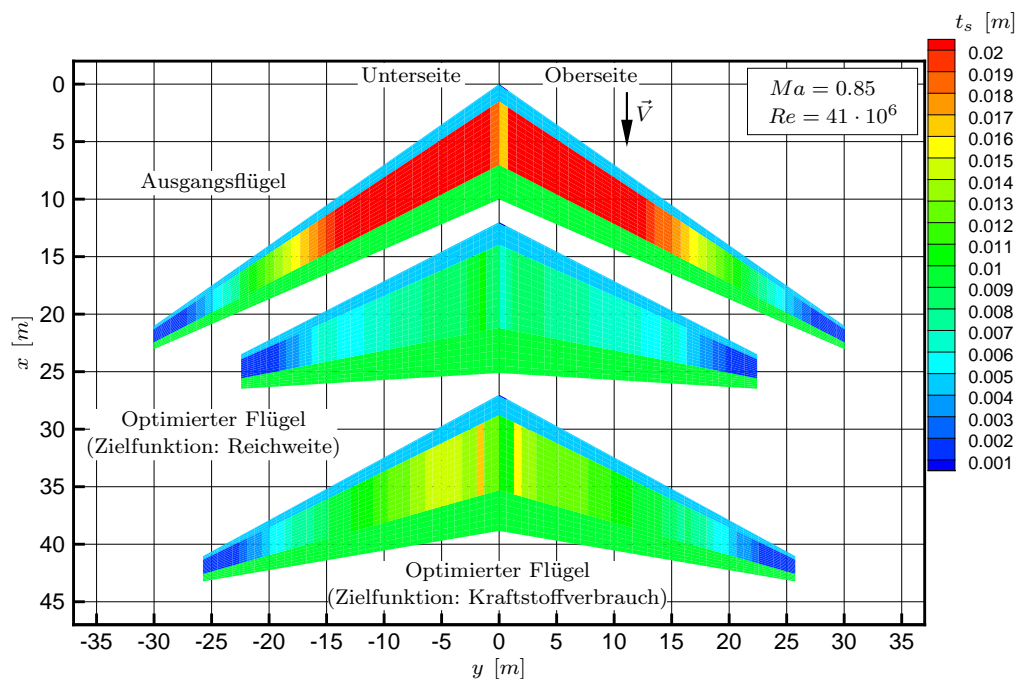


Bild 6.40: Hautdickenverteilungen der Beplankung von Ausgangsflügel und optimierten Flügeln mit Rückwärtspeilung (BSW).

Die in Bild 6.41 dargestellten Oberflächendruckverteilungen der vorwärts gepfeilten Tragflügel unterscheiden sich von den entsprechenden in Bild 6.39 gezeigten Oberflächendruckverteilungen der rückwärts gepfeilten Tragflügel. Dies ist auf die ungünstige Profilierung im Innenflügelbereich bei den Flügeln mit Vorwärtspeilung zurückzuführen. Wie auch bei den rückwärts gepfeilten Flügeln sind in Bild 6.41 die Oberflächendruckverteilungen der Flügel mit Vorwärtspeilung für den Ausgangsflügel und die optimierten Tragflügel mit der Reichweite und mit der Effizienz als Zielfunktion abgebildet. Die optimierten Tragflügel weisen im Außenflügelbereich deutlich höhere Druckbeiwerte und somit geringere Strömungsgeschwindigkeiten als der Ausgangsflügel auf. In diesem Bereich sind die Isobaren stark negativ gepfeilt. Bei der Betrachtung der Linie mit  $Ma = 1$  auf der Flügeloberseite fällt auf, daß diese bei dem Ausgangsflügel und dem optimierten Tragflügel mit der Reichweite als Zielfunktion im Außenflügelbereich ähnlich stark gepfeilt ist. Dies deutet darauf hin, daß diese Tragflügel trotz unterschiedlicher Pfeilwin-

kel der Vorderkante eine ähnliche aerodynamisch wirksame Pfeilung besitzen. Der optimierte Tragflügel mit der Effizienz als Zielfunktion weist eine etwas geringere Pfeilung der Linie mit  $Ma = 1$  im Außenflügelbereich auf. Im Vergleich zum Ausgangsflügel verfügen die optimierten Tragflügel im Innenflügelbereich über ein größeres Gebiet mit niedrigen Druckbeiwerten. Beim optimierten Tragflügel mit der Effizienz als Zielfunktion treten im Vergleich zu den beiden anderen Flügeln die geringsten Überschallgeschwindigkeiten auf. Die unterschiedlichen Druckverteilungen der betrachteten Tragflügel sind die Ursache für die in den Bildern 6.30 und 6.38 dargestellten Unterschiede der Druckwiderstandsbeiwerte.

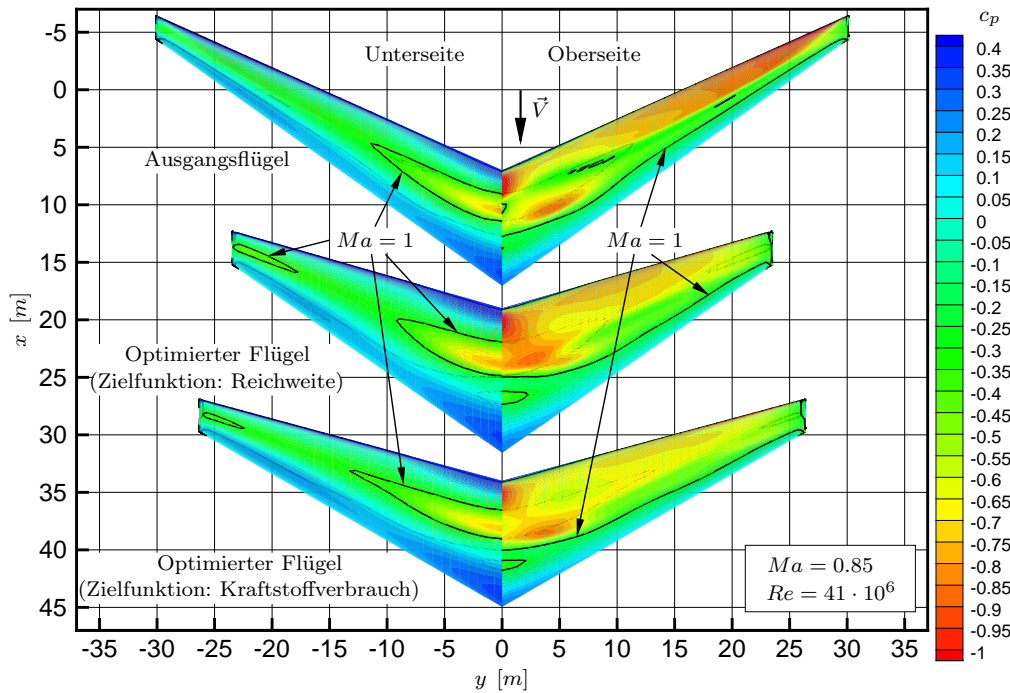


Bild 6.41: Oberflächendruckverteilungen von Ausgangsflügel und optimierten Flügeln mit Vorwärtspfeilung (FSW).

Für die Optimierungen des vorwärts gepfeilten Tragflügels sind die Hautdicken der Beplankung  $t_s$  in Bild 6.40 dargestellt. Analog zu den Optimierungen des rückwärts gepfeilten Tragflügels führt auch hier die Optimierung mit der Reichweite als Zielfunktion zu den geringsten Hautdicken der Beplankung  $t_s$ . Die geringsten Hautdicken sind hier ebenfalls auf die größten absoluten Profildicken und das kleinste Wurzelbiegemoment zurückzuführen. Weiterhin nehmen auch bei den vorwärts gepfeilten Tragflügeln die Hautdicken der Beplankung  $t_s$  sowohl auf der Oberseite als auch auf der Unterseite in Richtung Innenflügel infolge der aus den steigenden Biegemomenten folgenden Belastungen mit Ausnahme des innersten Bereichs zu. Als Grund für dieses Verhalten im innersten Bereich werden hier ebenfalls die Effekte der Einspannung im Zusammenhang mit der Anordnung der zu dimensionierenden Hautfelder entsprechend den Ausführungen in Abschnitt 6.3.1 vermutet.

Im Vergleich zu den Optimierungen mit positiver Pfeilung sind die Hautdicken der Beplankung  $t_s$  bei den entsprechenden Flügeln mit Vorwärtspfeilung deutlich größer. Dies ist eine Folge der höheren strukturellen Belastungen aufgrund der größeren Wurzelbiegemomente. Die größeren Wurzelbiegemomente sind auf die größeren Spannweiten und auf die Auftriebsverteilungen mit weiter außen liegenden Angriffspunkten des Auftriebs der vorwärts gepfeilten Tragflügel zurückzuführen. Dabei ist der statische aeroelastische Effekt der Biege-Torsions-

Kopplung die Ursache für die Auftriebsverteilungen mit weiter außen liegenden Angriffspunkten des Auftriebs. Wie in Abschnitt 3.2.3 beschrieben, hat die Biege-Torsions-Kopplung beim vorwärts gepfeilten Flügel eine destabilisierende Wirkung auf die Torsionsdivergenz. Durch die Strömungs-Struktur-Kopplung mit integrierter Strukturdimensionierung wird die Torsionsdivergenz bei Reiseflugbedingungen verhindert. Ein ausreichender Abstand zur Divergenzgeschwindigkeit kann im Rahmen dieser multidisziplinären Tragflügeloptimierungen nicht gewährleistet werden. Die Bestimmung der Divergenzgeschwindigkeit des optimierten vorwärts gepfeilten Flügels kann durch weitere Simulationen mit höherer Fluggeschwindigkeit unter Berücksichtigung der Strömungs-Struktur-Kopplung erfolgen.

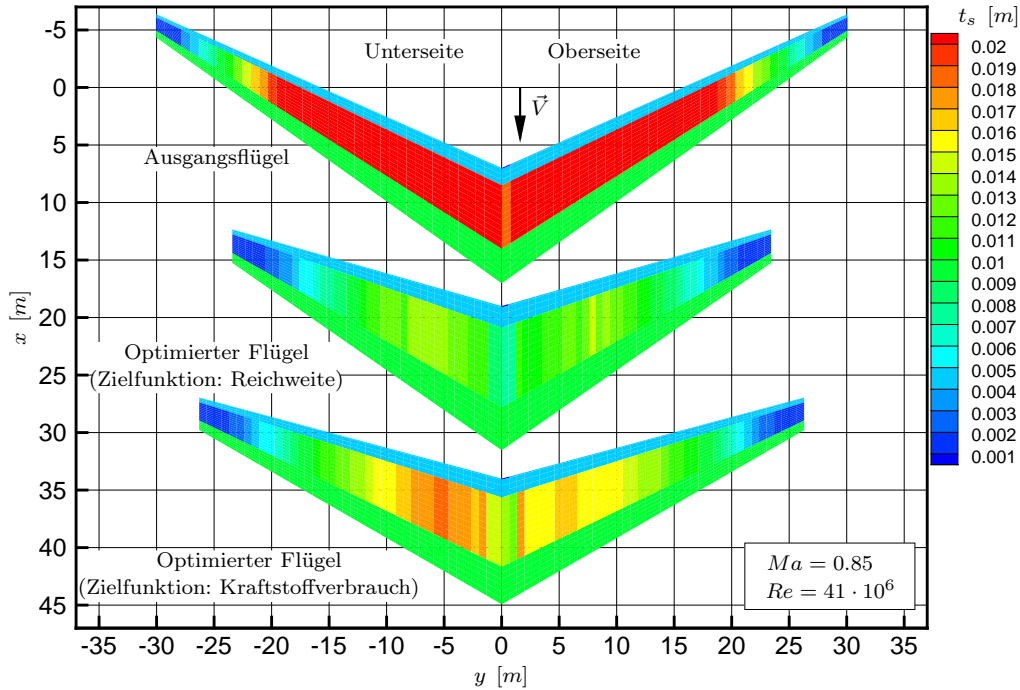


Bild 6.42: Hautdickenverteilungen der Beplankung von Ausgangsflügel und optimierten Flügeln mit Vorwärtspfeilung (FSW).

Im Zusammenhang mit den folgenden Ausführungen soll hier nochmals auf die Vorgabe einer maximalen Startmasse von  $m_{MTO} = 210\,000$  kg als Nebenbedingung aller Grundrißoptimierungen des Tragflügels hingewiesen werden. Wie in Abschnitt 6.1 beschrieben, wird bei den Optimierungen mit der Reichweite als Zielfunktion ein konstantes Nutzlastverhältnis von  $m_P/m_{MTO} = 0.2$  und bei den Optimierungen mit der Effizienz als Zielfunktion eine konstante Reichweite von  $R = 12000$  km vorgegeben. Dabei ist anzumerken, daß bei den Optimierungen mit der Effizienz als Zielfunktion das Nutzlastverhältnis  $m_P/m_{MTO}$  entsprechend Abschnitt 5.1.1 variabel ist.

Die zentralen Ergebnisse der Grundrißoptimierung mit der Reichweite als Zielfunktion werden in Tabelle 6.11 zusammengefaßt. Neben der Gleitzahl werden hier auch die Flügel- und Kraftstoffmassen angegeben. Im Vergleich zum jeweiligen Ausgangsflügel führt die Optimierung der Reichweite zu einer Verringerung der Gleitzahl um 19.3 % beim rückwärts gepfeilten Tragflügel und zu einer Abnahme der Gleitzahl von 15.2 % beim vorwärts gepfeilten Flügel. Neben dieser deutlichen Reduzierung der aerodynamischen Leistung nimmt die Strukturmasse des Flügels mit positiver Pfeilung um 61.9 % und die des Flügels mit negativem Pfeilwinkel um 57.5 % ab. Der optimierte vorwärts gepfeilte Tragflügel hat dabei im Vergleich zum rückwärts gepfeilten

Tragflügel eine um 39 % größere Strukturmasse. Die Ergebnisse der Optimierungen sind eine Zunahme der Reichweite von 38.3 % beim rückwärts gepfeilten Tragflügel und von 74.1 % beim vorwärts gepfeilten Flügel im Vergleich zum jeweiligen Ausgangsflügel. Eine größere Reichweite wird hier durch eine Zunahme der Kraftstoffmasse ermöglicht. Somit führt die Optimierung der Reichweite beim Tragflügel mit positiver Pfeilung zu einer Vergrößerung des Kraftstoffverbrauchs von 5.6 % gegenüber dem Ausgangsflügel. Beim Flügel mit negativem Pfeilwinkel wird hingegen eine Senkung des Kraftstoffverbrauchs um 4.9 % durch die Optimierung erreicht. Der optimierte positiv gepfeilte Tragflügel erzielt aufgrund seiner geringen Strukturmasse des Flügels einen um 5 % geringeren Kraftstoffverbrauch als der optimierte Flügel mit negativer Pfeilung.

Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)				
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel	Änderung
Gleitzahl	$L/D$	19.98	16.12	-19.3 %
Angriffspunkt des Auftriebs	$\eta_{col}$	0.385	0.391	1.6 %
Strukturmasse des Flügels	$m_W/m_{MTO}$	0.2007	0.0764	-61.9 %
Kraftstoffmasse	$m_F/m_{MTO}$	0.2693	0.3936	46.2 %
Nutzlast	$m_P/m_{MTO}$	0.2000	0.2000	0.0 %
Reichweite	$R$	8725 km	12068 km	38.3 %
Kraftstoffverbrauch	$V_F/(R m_P)$	1.82 l/ (100 km 100 kg)	1.92 l/ (100 km 100 kg)	5.6 %
Vorwärts gepfeilter Tragflügel (FSW)				
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel	Änderung
Gleitzahl	$L/D$	18.73	15.88	-15.2 %
Angriffspunkt des Auftriebs	$\eta_{col}$	0.434	0.402	-7.4 %
Strukturmasse des Flügels	$m_W/m_{MTO}$	0.2505	0.1065	-57.5 %
Kraftstoffmasse	$m_F/m_{MTO}$	0.2195	0.3635	65.6 %
Nutzlast	$m_P/m_{MTO}$	0.2000	0.2000	0.0 %
Reichweite	$R$	6092 km	10609 km	74.1 %
Kraftstoffverbrauch	$V_F/(R m_P)$	2.12 l/ (100 km 100 kg)	2.02 l/ (100 km 100 kg)	-4.9 %

Tabelle 6.11: Ergebnisse der Grundrißoptimierungen mit der Reichweite als Zielfunktion.

Nach Green [143] ist der Kraftstoffverbrauch eines konventionellen Verkehrsflugzeugs bei einer Reichweite von ungefähr 4000 km minimal. Ab dieser Reichweite steigt der Kraftstoffverbrauch mit zunehmender Reichweite kontinuierlich an. Dies ist eine Folge der negativen Effekte einer mit der Reichweite steigenden Kraftstoffmasse z.B. auf die maximale Startmasse, die Nutzlast oder die aerodynamische Leistung.

Für die Grundrißoptimierungen mit der Effizienz als Zielfunktion werden die zentralen Ergebnisse in Tabelle 6.12 angegeben. Aufgrund der vorgegebenen Reichweite von  $R = 12000$  km und der variablen Nutzlast ergeben sich für die Ausgangsflügel in Tabelle 6.12 deutlich höhere Werte für den Kraftstoffverbrauch gegenüber den Ausgangsflügeln in Tabelle 6.11. Die Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs beim rückwärts gepfeilten Tragflügel von 29.8 % gegenüber dem Ausgangsflügel ist auf eine um 44.8 % geringere Strukturmasse des Flügels bei einer Abnahme der Gleitzahl von lediglich 8.8 % zurückzuführen. Dabei wird die Nutzlast durch die Optimierung um 52.1 % auf einen Wert von  $m_P/m_{MTO} = 0.1991$  gesteigert. Dieser Wert ist nur geringfügig kleiner als der in den Optimierungsrechnungen mit der Reichweite als Zielfunktion vorgegebenen Wert von  $m_P/m_{MTO} = 0.2$ . Beim vorwärts gepfeilten Tragflügel führt die Optimierung zu einer Reduktion des Kraftstoffverbrauchs um 58.5 %. Dabei nimmt die Gleitzahl gegenüber dem Ausgangsflügel um 3.9 % und die Strukturmasse des Flügels um 45.7 % ab. Der optimierte vor-



wärts gepfeilte Tragflügel hat eine um 20 % größere Strukturmasse des Flügels als der rückwärts gepfeilte Tragflügel. Dies ist auf eine Vergrößerung der Spannweite und eine Verschiebung des Auftriebs zum Außenflügel hin zurückzuführen. Dabei wird die Verschiebung des Auftriebs zum Außenflügel hin vom aeroelastischen Effekt der Biege-Torsions-Kopplung verursacht. Mit der Vergrößerung der Spannweite wird der induzierte Widerstand reduziert und ein Ausgleich des hohen Widerstands im Innenflügelbereich erreicht. Der hohe Widerstand im Innenflügelbereich ist hier auf das unzureichende Ergebnis der Optimierung des Innenflügelprofils zurückzuführen.

Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)				
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel	Änderung
Gleitzahl	$L/D$	20.07	18.30	-8.8 %
Angriffspunkt des Auftriebs	$\eta_{col}$	0.388	0.392	1.0 %
Strukturmasse des Flügels	$m_W/m_{MTO}$	0.2028	0.1119	-44.8 %
Kraftstoffmasse	$m_F/m_{MTO}$	0.3363	0.3589	6.7 %
Nutzlast	$m_P/m_{MTO}$	0.1309	0.1991	52.1 %
Reichweite	$R$	12000 km	12000 km	0.0 %
Kraftstoffverbrauch	$V_F/(R m_P)$	2.521/ (100 km 100 kg)	1.771/ (100 km 100 kg)	-29.8 %

Vorwärts gepfeilter Tragflügel (FSW)				
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel	Änderung
Gleitzahl	$L/D$	18.76	18.02	-3.9 %
Angriffspunkt des Auftriebs	$\eta_{col}$	0.431	0.409	-5.1 %
Strukturmasse des Flügels	$m_W/m_{MTO}$	0.2476	0.1345	-45.7 %
Kraftstoffmasse	$m_F/m_{MTO}$	0.3527	0.3628	2.9 %
Nutzlast	$m_P/m_{MTO}$	0.0697	0.1727	147.8 %
Reichweite	$R$	12000 km	12000 km	0.0 %
Kraftstoffverbrauch	$V_F/(R m_P)$	4.971/ (100 km 100 kg)	2.061/ (100 km 100 kg)	-58.5 %

Tabelle 6.12: Ergebnisse der Grundrißoptimierungen mit der Effizienz als Zielfunktion.

Ein Vergleich der rückwärts und der vorwärts gepfeilten Tragflügel zeigt im transsonischen Reiseflug die Möglichkeit, eine ähnlich gute aerodynamische Leistung durch die entsprechenden Optimierungen zu erzielen. Die hier gefundenen Unterschiede sind im wesentlichen auf eine ungeeignete Parametrisierung für die Optimierung des Innenflügelprofils beim vorwärts gepfeilten Tragflügel zurückzuführen. Große Unterschiede zeigen sich hingegen bei der durch die Dimensionierung bestimmten Masse der Flügelstruktur. Hier wirken sich die statischen aeroelastischen Effekte des gepfeilten Tragflügels beim Flügel mit Vorwärtspfeilung im Gegensatz zum rückwärts gepfeilten Tragflügel negativ aus. Dies trifft insbesondere für die hier betrachteten Flügel mit einer relativ hohen Elastizität zu. Deshalb eignet sich der rückwärts gepfeilte Tragflügel besonders gut für Verkehrsflugzeuge bei transsonischen Geschwindigkeiten und turbulenten Grenzschichten.

### Bewertung der Ergebnisse der multidisziplinären Tragflügeloptimierungen im Hinblick auf die verschiedenen Zielfunktionen

Für die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung ist die Wahl der Zielfunktion von entscheidender Bedeutung. Wie in Abschnitt 4.4 beschrieben, werden in dieser Arbeit ausschließlich auf physikalischen Größen basierende Zielfunktionen betrachtet. Die hier gemachten Aussagen zur Bewertung der Zielfunktionen sind deshalb im Kontext der multidisziplinären Tragflügeloptimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren unter Verwendung von ausschließlich auf

physikalischen Größen basierender Zielfunktionen zu verstehen. Entsprechend den Ergebnissen der Innenprofil- und Verwindungsoptimierungen von Abschnitt 6.2 eignet sich die Gleitzahl als Zielfunktion für eine Profilloptimierung im Innenflügelbereich bei festgehaltenem Flügelgrundriß und vorgegebenen relativen Profildicken. Als Ursache des unzureichenden Optimierungsergebnisses bei der Profilloptimierung des vorwärts gepfeilten Tragflügels wird die Parametrisierung vermutet. Die Grundrißoptimierung mit der Gleitzahl als Zielfunktion liefert unter Berücksichtigung der aeroelastischen Verformung entsprechend Abschnitt 6.3.1 den Tragflügel mit der besten aerodynamischen Leistung. Dieser Tragflügel ist aufgrund seiner sehr großen Strukturmasse und der daraus folgenden begrenzten Reichweite ungeeignet für ein Verkehrsflugzeug.

Für multidisziplinäre Tragflügeloptimierungen werden somit Zielfunktionen benötigt, welche sowohl die aerodynamische Leistung als auch die Strukturmasse beinhalten. Dazu werden in dieser Arbeit die Reichweite und die Effizienz als multidisziplinäre Zielfunktionen betrachtet. Durch die Optimierungen mit der Reichweite als Zielfunktion werden Tragflügel für ein Verkehrsflugzeug mit einer großen Reichweite gefunden. Die aus diesen Optimierungen resultierenden Tragflügel haben eine unerwartet kleine Spannweite. Daraus folgen kleine Gleitzahlen aber auch sehr geringe Massen der Flügelstruktur. Die leichten Tragflügel ermöglichen hier aufgrund der festgehaltenen maximalen Startmasse die Mitnahme einer großen Kraftstoffmenge. Bei der Betrachtung der Effizienz in Form des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs dieser optimierten Flügel, wird der Nachteil der kleinen Gleitzahlen in Form hoher Kraftstoffverbräuche sichtbar. Deshalb wird der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch als Zielfunktion der weiteren multidisziplinären Tragflügeloptimierungen verwendet. Die mit der Wahl dieser Zielfunktion optimierten Tragflügel stellen einen für ein Verkehrsflugzeug deutlich besseren Kompromiß zwischen aerodynamischer Leistung und Masse der Flügelstruktur dar. Mit einer um lediglich 0.6 % geringeren Reichweite hat der optimierte rückwärts gepfeilte Flügel mit der Effizienz als Zielfunktion einem um 7.8 % reduzierten Kraftstoffverbrauch gegenüber dem optimierten rückwärts gepfeilten Flügel mit der Reichweite als Zielfunktion. Dabei sind die Nutzlastverhältnisse der optimierten Tragflügel mit einem Unterschied von 0.5 % nahezu identisch. Eine direkte Vergleichbarkeit der Ergebnisse bei den optimierten Tragflügeln mit Rückwärtspfeilung ist hierbei durch die geringen Unterschiede bei der Reichweite und Nutzlast gegeben. Aufgrund der deutlich unterschiedlichen Reichweiten und Nutzlastverhältnisse ist ein direkter Vergleich der Ergebnisse bei den optimierten Tragflügeln mit Vorwärtspfeilung nicht möglich. Die Ursache stellt auch hier die schon beschriebene unzureichende aerodynamische Güte der Profilierung im Innenflügelbereich dar. Diese von der Wahl der Zielfunktion abhängigen Beobachtungen treffen im allgemeinen gleichermaßen für den rückwärts und den vorwärts gepfeilten Tragflügel zu.

Um die Frage nach den deutlich unterschiedlichen Tragflügelgeometrien der optimierten Tragflügel in Abhängigkeit der gewählten multidisziplinären Zielfunktion zu beantworten, sollen die Ergebnisse der optimierten Tragflügel mit Rückwärtspfeilung mit einem vereinfachten Modell überprüft werden. Damit ist auch die Frage verbunden, ob die optimierten Tragflügel das globale Optimum der jeweils gestellten Optimierungsaufgabe darstellen. Dazu wird ausgehend von den optimierten Tragflügeln mit Rückwärtspfeilung der Einfluß der Spannweite auf die aerodynamische Leistung und die Strukturmasse des Tragflügels mit einem vereinfachten Modell bestimmt und eine Auswertung der beiden multidisziplinären Zielfunktionen für eine Streckungsvariation vorgenommen. Dieses Modell berücksichtigt lediglich eine Veränderung der Streckung bzw. Spannweite des Tragflügels, weil dies den Entwurfsparameter mit dem größten Einfluß auf die Gewichtung von aerodynamischer Leistung und Strukturmasse darstellt. Das vereinfachte Modell bestimmt den Einfluß der Streckung auf den induzierten Widerstandsbeiwert mit Gleichung 5.38 und die Abhängigkeit der Strukturmasse von der Streckung unter der Annahme eines linearen Zusammenhangs zwischen Flügelmasse und Wurzelbiegemoment. Die Berechnung der



Zielfunktionen erfolgt dabei analog zu den Tragflügeloptimierungen von Abschnitt 6.3.2 mit den Formeln von Tabelle 5.3 für die Reichweite und mit den Formeln von Tabelle 5.4 für den Kraftstoffverbrauch. Für die Berechnung des induzierten Widerstands wird die spannweiteige Auftriebsverteilung von den optimierten Tragflügeln übernommen. Daraus folgen die Beibehaltung der entsprechenden spannweitigen Position des Angriffspunkts des Auftriebs  $\eta_{col}$  und des jeweiligen Oswaldfaktors  $e$ . Weiterhin werden alle anderen Widerstandsanteile von den jeweils optimierten Tragflügeln übernommen und als konstant angenommen. Der lineare Zusammenhang zwischen der Flügelmasse  $m_W$  und dem Wurzelbiegemoment  $M_{wrb}$  nimmt ausgehend von den beiden optimierten Tragflügeln entsprechend den Werten aus Tabelle 6.11 und Tabelle 6.12 folgende Form an:

$$m_W = 16044 \text{ kg} + 5.47 \text{ kg/kNm} (M_{wrb} - 9041 \text{ kNm}) \quad (6.3)$$

Das Wurzelbiegemoment wird hier mit folgender Formel abgeschätzt:

$$M_{wrb} = \frac{L y_{col}}{2} \approx \frac{m_{MTO} g \eta_{col} \sqrt{A S}}{4} \quad (6.4)$$

Unter den genannten Annahmen und den Nebenbedingungen von Abschnitt 6.1 ergeben sich aus dem vereinfachten Modell die in Bild 6.43 und 6.44 dargestellten Ergebnisse. In Bild 6.43 ist der Verlauf der Reichweite bei einer Streckungsvariation für die Tragflügel mit der Reichweite und der Effizienz als Zielfunktion dargestellt. Für die Tragflügel mit der Effizienz als Zielfunktion wird die Reichweite mit  $R = 12000 \text{ km}$  vorgegeben und ist deshalb unabhängig von der Streckung. Weiterhin sind die optimierten Tragflügel mit Rückwärtspfeilung der multidisziplinären Tragflügeloptimierungen von Abschnitt 6.3.2 eingezeichnet. Es wird deutlich, daß der optimierte Tragflügel mit der Reichweite als Zielfunktion auch bei der Variation der Streckung unter Verwendung des vereinfachten Modells den Tragflügel mit der größten Reichweite darstellt. Dies ist ein Hinweis darauf, daß die relativ geringe Streckung des optimierten Tragflügels mit der Reichweite als Zielfunktion dem Optimum der gestellten Optimierungsaufgabe entspricht.

In Bild 6.44 ist der Verlauf des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs bei einer Streckungsvariation für die Tragflügel mit der Reichweite und der Effizienz als Zielfunktion dargestellt. Auch hier sind die optimierten Tragflügel mit Rückwärtspfeilung der multidisziplinären Tragflügeloptimierungen von Abschnitt 6.3.2 eingezeichnet. Der optimierte Tragflügel mit der Effizienz als Zielfunktion weist ebenfalls eine Streckung auf, welche sehr nah an dem Minimum des Kraftstoffverbrauchs bei Verwendung des vereinfachten Modells liegt. Dies deutet darauf hin, daß auch die Streckung des optimierten Tragflügels mit der Effizienz als Zielgröße dem optimalen Wert im Hinblick auf den Kraftstoffverbrauch entspricht. Weiterhin ist in Bild 6.44 der Kraftstoffverbrauch für die Variation der Streckung des Flügels mit der Reichweite als Zielfunktion eingezeichnet. Der optimierte Tragflügel mit der Reichweite als Zielfunktion hat einen deutlichen Nachteil im Hinblick auf einen geringen Kraftstoffverbrauch gegenüber dem optimierten Tragflügel mit dem Kraftstoffverbrauch als Zielfunktion. An der Streckungsvariation des Tragflügels mit der Reichweite als Zielfunktion wird zusätzlich der positive Einfluß einer geringeren Reichweite auf den Kraftstoffverbrauch entsprechend dem Hinweis in Abschnitt 6.3.2 deutlich. Dies ist auf den mit dem Transport des Kraftstoffs verbundenen zusätzlichen Widerstand und die geringere Nutzlast bei gegebener maximaler Startmasse zurückzuführen.

Der hier gezeigte Zusammenhang der Zielfunktion auf das Optimierungsergebnis unter Verwendung des vereinfachten Modells ist aufgrund der nur unwesentlich unterschiedlichen Nullwiderstände der beiden optimierten Tragflügel und der für ein Verkehrsflugzeug typischen Nebenbedingungen von allgemeiner Gültigkeit. Daraus folgt, daß die Reichweite keine zweckmäßi-

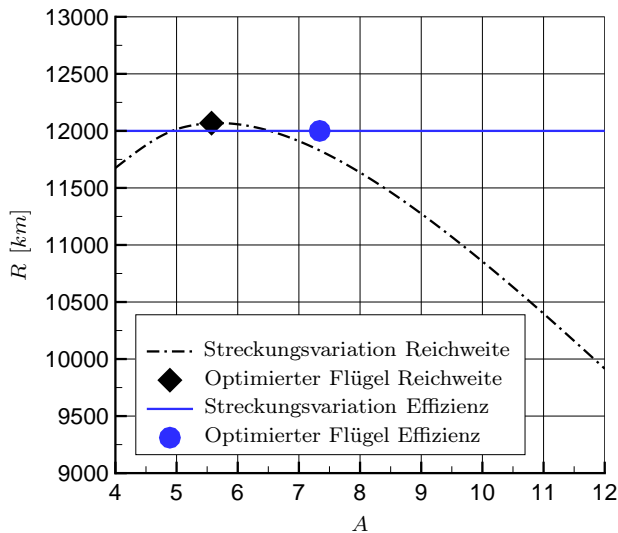


Bild 6.43: Verlauf der Reichweite bei einer Streckungsvariation mit einem vereinfachten Modell zum Vergleich der Zielfunktionen.

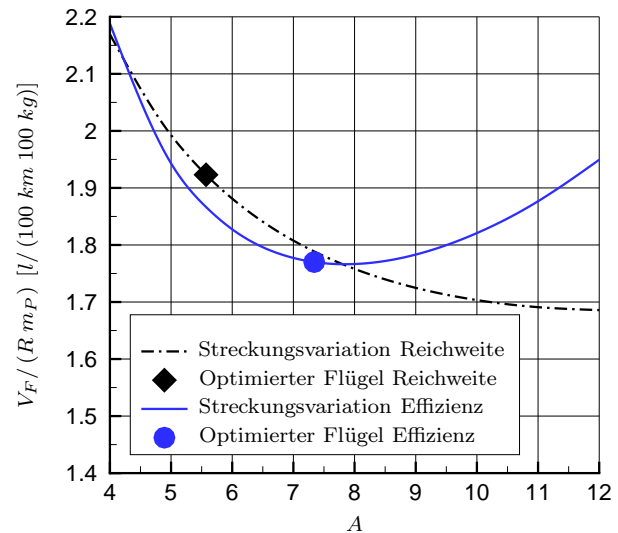


Bild 6.44: Verlauf der Effizienz bei einer Streckungsvariation mit einem vereinfachten Modell zum Vergleich der Zielfunktionen.

ge Zielfunktion für multidisziplinäre Tragflügeloptimierungen von Verkehrsflugzeugflügeln aufgrund des hohen auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs darstellt. Die Effizienz in Form des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs hat sich von den hier ausschließlich auf physikalischen Größen basierenden Zielfunktionen für die Anwendung innerhalb der multidisziplinären Tragflügeloptimierungen als besonders geeignet erwiesen. Entsprechend den Ausführungen von Abschnitt 4.4 erfolgt die Bewertung eines Verkehrsflugzeugs bei den gewinnorientierten Fluggesellschaften basierend auf betriebswirtschaftlichen Größen. Beim hier betrachteten Langstreckenverkehrsflugzeug stellt der Kraftstoffverbrauch die physikalische Einflußgröße dar, welche in der Regel den größten Anteil in den Kostenmodellen ausmacht.

### Bewertung der Ergebnisse der multidisziplinären Tragflügeloptimierungen im Hinblick auf die numerischen Unsicherheiten

Die zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung verwendeten hochgenauen Simulationsverfahren sind mit numerischen Unsicherheiten behaftet. Diese numerischen Unsicherheiten sind auf Ungenauigkeiten und Vereinfachungen in der Geometriemodellierung, im mathematischen Modell, in der Diskretisierung der Gleichungen und in der Netzgenerierung zurückzuführen. In diesem Abschnitt soll der Einfluß der Feinheiten des aerodynamischen und des strukturmechanischen Netzes auf die verwendeten Zielfunktionen und daraus resultierend auf das Optimierungsergebnis untersucht werden.

Mit der Netzkonvergenzstudie des aerodynamischen Netzes in Abschnitt 5.1.4 wird der Einfluß der Netzauflösung auf die aerodynamischen Beiwerte des Tragflügels bestimmt. Analog dazu erfolgt in Abschnitt 5.1.6 die Netzkonvergenzstudie des strukturmechanischen Netzes zur Bestimmung der Abhängigkeit der Strukturmasse des Tragflügels von der entsprechenden Netzeinheit. Aus diesen Netzkonvergenzstudien folgen Unterschiede bei der Berechnung des aerodynamischen Widerstands in der Größenordnung von  $\Delta C_{D,W} = 0.0002$  und Unterschiede bei

der Bestimmung der Tragflügelmasse in der Größenordnung von  $\Delta m_W = 270 \text{ kg}$  für die verwendeten Netzauflösungen. Eine Übertragung dieser Ergebnisse auf den in Abschnitt 6.3.2 optimierten Tragflügel mit Rückwärtspeilung und der Effizienz als Zielfunktion ergibt eine numerische Unsicherheit der Gleitzahl der Gesamtkonfiguration von  $\Delta (L/D) = \pm 0.15$  und eine Unsicherheit des Tragflügelmassenverhältnisses von  $\Delta (m_W/m_{MTO}) = \pm 0.001$  im Hinblick auf die Netzfeinheit. Dabei ist anzumerken, daß die in den Tragflügeloptimierungen verwendeten Netze im Vergleich zu den Netzen mit der feinsten Netzauflösung den Ergebnissen mit der größten Gleitzahl und dem kleinsten Tragflügelmassenverhältnis entsprechen.

Um den Einfluß der Netzfeinheiten auf die verwendeten Zielfunktionen zu quantifizieren, sollen hier die Sensitivitäten der Zielfunktionen in Abhängigkeit der Gleitzahl  $L/D$  und des Tragflügelmassenverhältnisses  $m_W/m_{MTO}$  bestimmt werden. Dazu werden für die Reichweite als Zielfunktion die in der multidisziplinären Tragflügeloptimierung verwendeten und in Tabelle 5.3 angegebenen Formeln zu folgender Gleichung zusammengefaßt:

$$R = k_{r1} \frac{L}{D} \ln \left( \frac{k_{r2}}{k_{r3} + \frac{m_W}{m_{MTO}}} \right) \quad (6.5)$$

$$\begin{aligned} \text{mit } k_{r1} &= \frac{V}{g \text{ SFC}} , \quad k_{r2} = \frac{m_1}{m_{MTO}} \frac{m_2}{m_1} \frac{m_4}{m_3} \frac{m_5}{m_4} \left( 1 + \frac{m_{F,res}}{m_F} \right) \\ \text{und } k_{r3} &= \frac{m_{F,res}}{m_F} + \frac{m_P}{m_{MTO}} + \frac{m_{Res}}{m_{MTO}} \end{aligned}$$

Die Ableitung dieser Gleichung nach der Gleitzahl liefert folgenden Zusammenhang:

$$\frac{\partial R}{\partial \left( \frac{L}{D} \right)} = k_{r1} \ln \left( \frac{k_{r2}}{k_{r3} + \frac{m_W}{m_{MTO}}} \right) \quad (6.6)$$

Der Einfluß des Tragflügelmassenverhältnisses auf die Reichweite kann mit der entsprechenden Ableitung von Gleichung 6.5 in folgender Form beschrieben werden:

$$\frac{\partial R}{\partial \left( \frac{m_W}{m_{MTO}} \right)} = - \frac{L}{D} \frac{k_{r1}}{k_{r3} + \frac{m_W}{m_{MTO}}} \quad (6.7)$$

Analog dazu kann für die Effizienz in Form des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs aus den in Tabelle 5.4 angegebenen Formeln folgende Gleichung abgeleitet werden:

$$\frac{V_F}{R m_P} = k_{e1} \frac{1 - k_{e2} e^{-\frac{1}{k_{e3} (L/D)}}}{k_{e4} - \frac{m_W}{m_{MTO}} - k_{e5} \left( 1 - k_{e2} e^{-\frac{1}{k_{e3} (L/D)}} \right)} \quad (6.8)$$

$$\begin{aligned} \text{mit } k_{e1} &= \frac{1}{\rho_F R} , \quad k_{e2} = \frac{m_1}{m_{MTO}} \frac{m_2}{m_1} \frac{m_4}{m_3} \frac{m_5}{m_4} , \quad k_{e3} = \frac{V}{g \text{ SFC } R} , \\ k_{e4} &= 1 - \frac{m_{Res}}{m_{MTO}} \quad \text{und} \quad k_{e5} = 1 + \frac{m_{F,res}}{m_F} \end{aligned}$$

Für die Ableitung dieser Gleichung nach der Gleitzahl kann folgender Ausdruck angegeben werden:

$$\frac{\partial \left( \frac{V_F}{R m_P} \right)}{\partial \left( \frac{L}{D} \right)} = - \frac{k_{e1} k_{e2} \left( k_{e4} - \frac{m_W}{m_{MTO}} \right) e^{-\frac{1}{k_{e3} (L/D)}}}{k_{e3} \left( \frac{L}{D} \right)^2 \left( k_{e4} - \frac{m_W}{m_{MTO}} - k_{e5} \left( 1 - k_{e2} e^{-\frac{1}{k_{e3} (L/D)}} \right) \right)^2} \quad (6.9)$$

Die Ableitung von Gleichung 6.10 nach dem Tragflügelmassenverhältnis ergibt folgende Gleichung:

$$\frac{\partial \left( \frac{V_F}{R m_P} \right)}{\partial \left( \frac{m_W}{m_{MTO}} \right)} = \frac{k_{e1} \left( 1 - k_{e2} e^{-\frac{1}{k_{e3} (L/D)}} \right)}{\left( k_{e4} - \frac{m_W}{m_{MTO}} - k_{e5} \left( 1 - k_{e2} e^{-\frac{1}{k_{e3} (L/D)}} \right) \right)^2} \quad (6.10)$$

Werden die aus den multidisziplinären Tragflügeloptimierungen folgenden Zahlenwerte aus Tabelle 6.11 und 6.12 für die jeweils optimierten Tragflügel mit der Reichweite und der Effizienz als Zielfunktion in die hergeleiteten Gleichungen eingesetzt, ergeben sich die in Tabelle 6.13 angegebenen Zahlenwerte für die Ableitungen und numerischen Unsicherheiten der Zielfunktionen in Abhängigkeit der Netzfeinheit.

<b>Optimierter rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW) mit der Reichweite als Zielfunktion</b>		
Ableitung der Reichweite nach der Gleitzahl	$\frac{\partial R}{\partial \left( \frac{L}{D} \right)}$	748 km
Ableitung der Reichweite nach dem Tragflügelmassenverhältnis	$\frac{\partial R}{\partial \left( \frac{m_W}{m_{MTO}} \right)}$	-44110 km
Unsicherheit der Reichweite bezüglich der Gleitzahl	$\Delta R$ für $\Delta \left( \frac{L}{D} \right) = \pm 0.15$	$\pm 112$ km
Unsicherheit der Reichweite bezüglich des Tragflügelmassenverhältnisses	$\Delta R$ für $\Delta \left( \frac{m_W}{m_{MTO}} \right) = \pm 0.001$	$\mp 44$ km
<b>Optimierter rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW) mit der Effizienz als Zielfunktion</b>		
Ableitung der Effizienz nach der Gleitzahl	$\frac{\partial \left( \frac{V_F}{R m_P} \right)}{\partial \left( \frac{L}{D} \right)}$	-0.191/ (100 km 100 kg)
Ableitung der Effizienz nach dem Tragflügelmassenverhältnis	$\frac{\partial \left( \frac{V_F}{R m_P} \right)}{\partial \left( \frac{m_W}{m_{MTO}} \right)}$	8.881/ (100 km 100 kg)
Unsicherheit der Effizienz bezüglich der Gleitzahl	$\Delta \left( \frac{V_F}{R m_P} \right)$ für $\Delta \left( \frac{L}{D} \right) = \pm 0.15$	$\mp 0.031$ / (100 km 100 kg)
Unsicherheit der Effizienz bezüglich des Tragflügelmassenverhältnisses	$\Delta \left( \frac{V_F}{R m_P} \right)$ für $\Delta \left( \frac{m_W}{m_{MTO}} \right) = \pm 0.001$	$\pm 0.011$ / (100 km 100 kg)

Tabelle 6.13: Ableitungen und numerische Unsicherheiten der Zielfunktionen in Abhängigkeit der Netzfeinheit.

Die in Tabelle 6.13 am Beispiel des rückwärts gepfeilten Tragflügels abgeschätzten numerischen Unsicherheiten in Abhängigkeit der Netzfeinheit liegen bei der Reichweite als Zielfunktion in der Größenordnung von  $\Delta R = \pm 1.3\%$  und bei der Effizienz als Zielfunktion in der Größenordnung von  $\Delta (V_F / (R m_P)) = \pm 2.1\%$  in Bezug auf die Ergebnisse der optimierten Tragflügel. Diese Ergebnisse gelten unter den gemachten Annahmen für die mit der entsprechenden Zielfunktion optimierten Tragflügelgeometrien.

Von größerer praktischer Bedeutung ist die Frage nach den numerischen Unsicherheiten im Bezug auf die optimierten Tragflügelgeometrien. Dies soll hier für die Streckung des Tragflügels

als einen maßgebend die aerodynamische Leistung und Strukturmasse des Tragflügels bestimmenden Entwurfsparameter am Beispiel des rückwärts gepfeilten Tragflügels näher untersucht werden. Die Auswahl der Streckung erlaubt es, das im vorherigen Abschnitt vorgestellte vereinfachte Modell zur Beschreibung der aerodynamischen Leistung und der Tragflügelmasse für die weiteren Betrachtungen zu verwenden. Mit den analytischen Zusammenhängen des vereinfachten Modells kann die optimale Streckung des Tragflügels durch Nullsetzen der Ableitung der entsprechenden Zielfunktion nach der Streckung bestimmt werden.

Die Ableitung der Reichweite nach der Streckung kann mit folgender Gleichung beschrieben werden:

$$\frac{\partial R}{\partial A} = \frac{\partial R}{\partial \left(\frac{L}{D}\right)} \frac{\partial \left(\frac{L}{D}\right)}{\partial A} + \frac{\partial R}{\partial \left(\frac{m_W}{m_{MTO}}\right)} \frac{\partial \left(\frac{m_W}{m_{MTO}}\right)}{\partial A} \quad (6.11)$$

Analog dazu kann für den auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauch folgende Ableitung angegeben werden:

$$\frac{\partial \left(\frac{V_F}{R m_P}\right)}{\partial A} = \frac{\partial \left(\frac{V_F}{R m_P}\right)}{\partial \left(\frac{L}{D}\right)} \frac{\partial \left(\frac{L}{D}\right)}{\partial A} + \frac{\partial \left(\frac{V_F}{R m_P}\right)}{\partial \left(\frac{m_W}{m_{MTO}}\right)} \frac{\partial \left(\frac{m_W}{m_{MTO}}\right)}{\partial A} \quad (6.12)$$

Zur weiteren Auswertung der Gleichungen 6.11 und 6.12 werden die in den Gleichungen 6.6, 6.7, 6.9, 6.10 angegebenen Ableitungen und die Ableitungen der Gleichungen des vereinfachten Modells, welche die Gleitzahl und das Tragflügelmassenverhältnis analytisch beschreiben, benötigt. Dem vereinfachten Modell zur Beschreibung der aerodynamischen Leistung liegt die Annahme einer parabolischen Flugzeugpolare zugrunde. Somit kann die Gleitzahl entsprechend den in Abschnitt 5.2 beschriebenen Widerstandsanteilen in Gleichung 3.16 überführt werden. Diese Gleichung soll hier nochmals angegeben werden:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{\underbrace{C_{D,B} + C_{Df,W} + C_{Dw+pv,W}}_{C_{D0}} + C_{Di,W}} = \frac{C_L}{C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e A}} \quad (6.13)$$

Der Auftriebsbeiwert  $C_L$  ist entsprechend der in Abschnitt 6.1 beschriebenen Nebenbedingungen der multidisziplinären Tragflügeloptimierungen konstant. Weiterhin soll der Nullwiderstandsbeiwert  $C_{D0}$  und der Oswaldfaktor  $e$  vom mit der entsprechenden Zielfunktion optimierten Tragflügel übernommen werden und ebenfalls konstant bleiben.

Entsprechend dieser Annahmen kann für die Ableitung der Gleitzahl nach der Streckung folgende Gleichung angegeben werden:

$$\frac{\partial \left(\frac{L}{D}\right)}{\partial A} = \frac{\pi e C_L^3}{(\pi e A C_{D0} + C_L^2)^2} \quad (6.14)$$

Das vereinfachte Modell zur Beschreibung des Tragflügelmassenverhältnisses wird vom vorherigen Abschnitt übernommen und in geeigneter Form in folgender Gleichung wiederholt angegeben:

$$\frac{m_W}{m_{MTO}} = k_{m1} + k_{m2} \left( \frac{M_{wrb}}{m_{MTO}} - k_{m3} \right) \quad (6.15)$$

mit  $k_{m1} = 0.0764$ ,  $k_{m2} = 5.47 \text{ kg/kNm}$  und  $k_{m3} = 0.0431 \text{ kNm/kg}$

Für die Ableitung des Tragflügelmassenverhältnisses nach der Streckung folgt daraus folgende Gleichung:

$$\frac{\partial \left( \frac{m_W}{m_{MTO}} \right)}{\partial A} = \frac{1}{8} k_{m2} g \eta_{col} \sqrt{\frac{S}{A}} \quad (6.16)$$

Das hier verwendete vereinfachte Modell und die gemachten Annahmen erlauben es nun die numerischen Unsicherheiten in Abhängigkeit der Netzfeinheit für die Tragflügelstreckung abzuschätzen. In Tabelle 6.14 sind die mit dem vereinfachten Modell berechneten optimalen Tragflügelstreckungen für die Unsicherheiten bei der Gleitzahl und des Tragflügelmassenverhältnisses in Abhängigkeit der Netzfeinheit angegeben. Dabei wird deutlich, daß der Einfluß der numerischen Unsicherheiten infolge der Netzauflösungen bei beiden Zielgrößen in der Größenordnung von unter 1 % liegt.

Die sich aus den Abweichungen der Gleitzahl und des Tragflügelmassenverhältnisses der jeweils feinsten Netze gegenüber den in der multidisziplinären Tragflügeloptimierung verwendeten Netzen ergebenden Unsicherheiten sind ebenfalls in Tabelle 6.14 angegeben. Diese Ergebnisse zeigen numerische Unsicherheiten in der Größenordnung von 0.5 % bei der optimalen Tragflügelstreckung.

In Ergänzung zu den mit dem vereinfachten Modell bestimmten optimalen Streckungen sind die Ergebnisse der multidisziplinären Tragflügeloptimierungen in Tabelle 6.14 enthalten. Bei der Tragflügeloptimierung mit der Reichweite als Zielfunktion zeigt sich eine gute Übereinstimmung der Ergebnisse des vereinfachten Modells und der multidisziplinären Tragflügeloptimierung mit hochgenauen Verfahren im Hinblick auf die optimale Streckung. Die aus der multidisziplinären Tragflügeloptimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren resultierende optimale Tragflügelstreckung weicht bei der Verwendung des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs als Zielfunktion deutlich von dem mit dem vereinfachten Modell bestimmten Wert ab. Als Gründe für diese Abweichungen werden das schwierig auffindbare flache Optimum der Zielfunktion entsprechend Bild 6.44 und die Vereinfachungen, Annahmen und Ungenauigkeiten in dem vereinfachten Modell vermutet.

<b>Optimierte rückwärts gepfeilte Tragflügel (BSW) mit der Reichweite als Zielfunktion</b>		
	Optimale Streckung $A$	Abweichung gegenüber vereinfachtem Modell
Vereinfachtes Modell	5.68	-
Vereinfachtes Modell mit $L/D - 0.15$	5.72	0.70 %
Vereinfachtes Modell mit $L/D + 0.15$	5.64	-0.70 %
Vereinfachtes Modell mit $m_W/m_{MTO} - 0.001$	5.69	0.16 %
Vereinfachtes Modell mit $m_W/m_{MTO} + 0.001$	5.67	-0.16 %
Vereinfachtes Modell mit $L/D - 0.15$ und $m_W/m_{MTO} + 0.001$	5.71	0.53 %
Multidisziplinäre Tragflügeloptimierung	5.57	-1.83 %

<b>Optimierte rückwärts gepfeilte Tragflügel (BSW) mit der Effizienz als Zielfunktion</b>		
	Optimale Streckung $A$	Abweichung gegenüber vereinfachtem Modell
Vereinfachtes Modell	7.84	-
Vereinfachtes Modell mit $L/D - 0.15$	7.89	0.55 %
Vereinfachtes Modell mit $L/D + 0.15$	7.80	-0.55 %
Vereinfachtes Modell mit $m_W/m_{MTO} - 0.001$	7.85	0.13 %
Vereinfachtes Modell mit $m_W/m_{MTO} + 0.001$	7.83	-0.13 %
Vereinfachtes Modell mit $L/D - 0.15$ und $m_W/m_{MTO} + 0.001$	7.88	0.42 %
Multidisziplinäre Tragflügeloptimierung	7.34	-6.40 %

Tabelle 6.14: Numerische Unsicherheiten der optimalen Tragflügelstreckung in Abhängigkeit der Netzfeinheit.

### Polaren der optimierten Tragflügel mit der Effizienz als Zielfunktion

Um die aerodynamische Leistung der optimierten Tragflügel mit der Effizienz als Zielfunktion auf Flugzeugebene zu bewerten, sollen hier die Polaren mit konstanter Mach- und Reynolds-Zahl berechnet werden. Dazu werden die bereits dimensionierten Tragflügel unter Berücksichtigung der statischen aeroelastischen Verformungen verwendet. Für eine optimale aerodynamische Leistung sollte entsprechend den Ausführungen von Abschnitt 3.1.1 der Auftriebsbeiwert dem Auftriebsbeiwert bei maximaler Gleitzahl  $C_{L,max} L/D$  entsprechen. Der Auftriebsbeiwert im Polarenpunkt mit der maximalen Gleitzahl entspricht dabei dem Auftriebsbeiwert mit minimalem Widerstand im stationären Reiseflug. Weiterhin werden die einzelnen Widerstandsanteile für die Polarenpunkte entsprechend Abschnitt 5.2 bestimmt und in die Polaren eingezeichnet.

In Bild 6.45 ist die Polare des optimierten Tragflügels mit Rückwärtspfeilung dargestellt. Im rechten Diagramm von Bild 6.45 ist die Gleitzahl  $L/D$  über dem Auftriebsbeiwert  $C_L$  aufgetragen. Der Entwurfspunkt ist hier der Polarenpunkt mit der kleinsten Summe aus Wellenwiderstands- und reibungsabhängigem Druckwiderstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$  und gleichzeitig auch der Punkt mit der größten Gleitzahl. Dieser Punkt liegt aufgrund der Einpunktoptimierung etwas zu kleineren Widerständen hin verschoben auf der Polare. Damit stellt der Entwurfspunkt den Polarenpunkt mit der optimalen aerodynamischen Leistung des optimierten Tragflügels mit Rückwärtspfeilung dar. Weiterhin ist Bild 6.45 zu entnehmen, daß der Reibungswiderstandsbeiwert des Flügels  $C_{Df,W}$  für die betrachteten Auftriebsbeiwerte konstant bleibt. Im Gegensatz dazu nehmen sowohl der induzierte Widerstandsbeiwert  $C_{Di,W}$  als auch die Summe aus Wellenwiderstandsbeiwert und reibungsabhängigen Druckwiderstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$  mit größeren Auftriebsbeiwerten zu. Dabei ist die Zunahme des induzierten Widerstandsbeiwerts  $C_{Di,W}$  auf die Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert entsprechend Gleichung 5.38 zurückzuführen. Die Zunahme der Summe aus Wellenwiderstandsbeiwert und reibungsabhängigen Druckwiderstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$  ist mit den in Abschnitt 3.2.1 beschriebenen transsonischen Effekten stärker

werdender Verdichtungsstöße zu begründen.

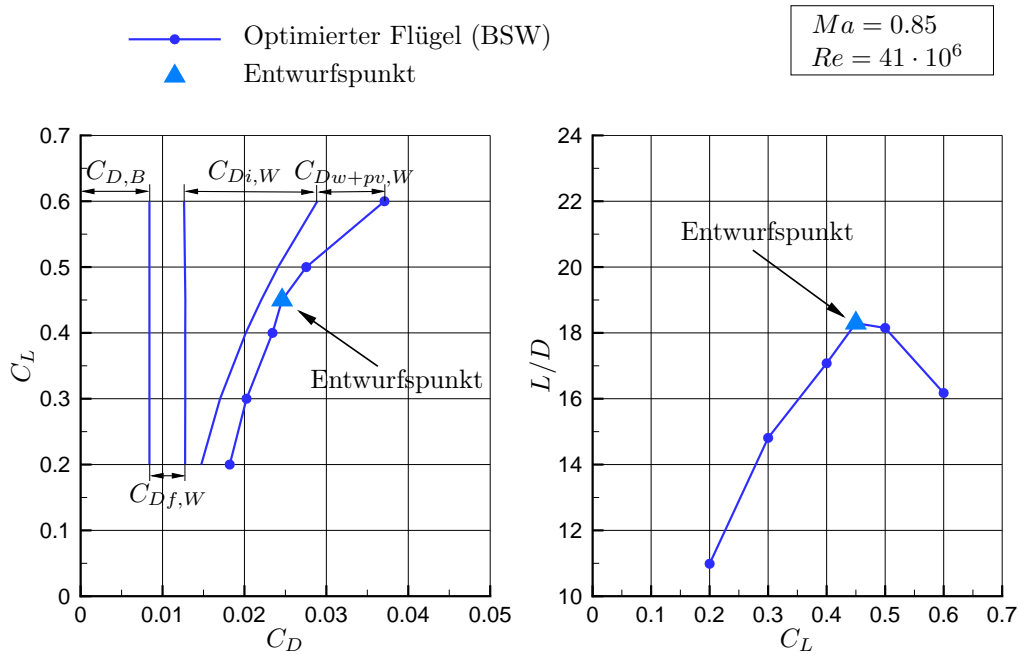


Bild 6.45: Darstellung der Polare des optimierten Flügels mit Rückwärtspfeilung (BSW).

In Bild 6.46 ist entsprechend die Polare des optimierten Tragflügels mit Vorwärtspfeilung dargestellt. Die einzelnen Widerstandsanteile sind ebenfalls eingezeichnet. Das rechte Diagramm von Bild 6.46 zeigt die Gleitzahl  $L/D$  in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwerts  $C_L$  für den untersuchten Tragflügel. Hier fügt sich der Entwurfspunkt im Gegensatz zum rückwärts gepfeilten Flügel ohne Auffälligkeiten auf der Polare ein. Weiterhin stellt auch hier der Entwurfspunkt den Polarenpunkt mit der größten Gleitzahl dar. Entsprechend Bild 6.46 bleibt der Reibungswiderstandsbeiwert des Flügels  $C_{Df,W}$  analog zum rückwärts gepfeilten Tragflügel konstant. Auch beim optimierten Tragflügel mit Vorwärtspfeilung nehmen sowohl der induzierte Widerstandsbeiwert  $C_{Di,W}$  als auch die Summe aus Wellenwiderstandsbeiwert und reibungsabhängigen Druckwiderstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$  mit größeren Auftriebsbeiwerten zu. Dabei entsprechen die Ursachen für dieses Verhalten denen des rückwärts gepfeilten Tragflügels.

Ein Vergleich der Widerstandsanteile des rückwärts gepfeilten Tragflügels von Bild 6.45 mit denen des vorwärts gepfeilten Flügels entsprechend Bild 6.46 zeigt Unterschiede beim induzierten Widerstandsbeiwert  $C_{Di,W}$  und bei der Summe aus Wellenwiderstandsbeiwert und reibungsabhängigen Druckwiderstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$ . Der optimierte Tragflügel mit Rückwärtspfeilung weist im Bereich der höheren Auftriebsbeiwerte größere induzierte Widerstandsbeiwerte  $C_{Di,W}$  und geringere Summen aus Wellenwiderstandsbeiwert und reibungsabhängigen Druckwiderstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$  im Vergleich zum optimierten Tragflügel mit Vorwärtspfeilung auf. Dabei sind die etwas größeren induzierten Widerstandsbeiwerte  $C_{Di,W}$  des rückwärts gepfeilten Tragflügels auf hinsichtlich des induzierten Widerstands ungünstigere Auftriebsverteilungen zurückzuführen. In den sich einstellenden Auftriebsverteilungen ist die in Abschnitt 3.2.3 beschriebene Überlagerung der aerodynamischen und der statischen aeroelastischen Effekte des Pfeilflügels in Abhängigkeit der Tragflügelpfeilung enthalten. Die geringere Zunahme der Summen aus Wellenwiderstandsbeiwert und reibungsabhängigen Druckwiderstandsbeiwert  $C_{Dw+pv,W}$  mit größer werdenden Auftriebsbeiwerten kann mit der im transsonischen



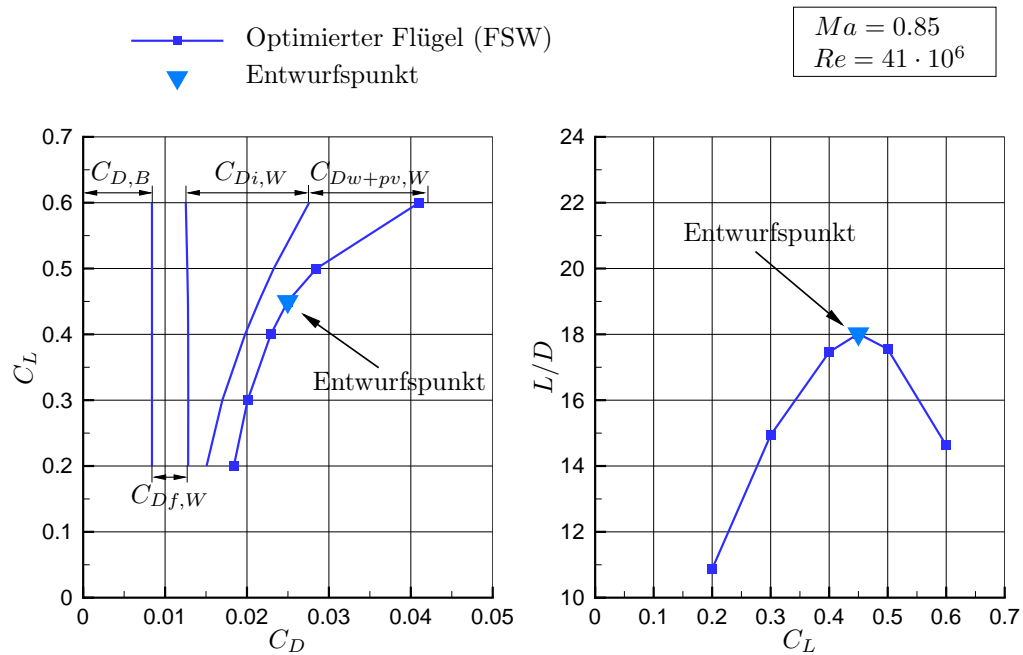


Bild 6.46: Darstellung der Polare des optimierten Flügels mit Vorwärtspfeilung (FSW).

Bereich aerodynamisch günstigeren Profilierung im Innenflügelbereich des rückwärts gepfeilten Tragflügels gegenüber dem Flügel mit Vorwärtspfeilung begründet werden. Weiterhin verfügen beide hier untersuchten Tragflügel über einen ähnlich großen Bereich des Auftriebsbeiwerts in dem hohe Gleitzahlen erreicht werden.

## 6.4 Rechenzeiten

Die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung ist aufgrund der verwendeten Simulationsmodelle mit einem hohen Rechenaufwand verbunden. Für die Strömungssimulation wird der parallele Großrechner Anton des Instituts für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR in Braunschweig verwendet. Alle anderen Programme werden lokal auf dem Arbeitsplatzrechner ausgeführt. Die für die Optimierungsrechnungen verwendeten Rechner sind in Tabelle 6.15 angegeben.

Name	Prozessortyp	Taktfrequenz	Anzahl der verwendeten Prozessorkerne
Großrechner Anton	Quad-Core AMD Opteron™ Processor 2384	2.70 GHz	48
Arbeitsplatzrechner	Intel® Xeon® Processor E5520	2.27 GHz	1 bis 2

Tabelle 6.15: Überblick über die verwendeten Rechner.

Auf dem Großrechner Anton werden für die Strömungssimulationen mit dem TAU-Code 6 Knoten verwendet. Dies entspricht einer Anzahl von 48 Prozessorkernen, da jeder Knoten über 8 Kerne verfügt. Bei dem verwendeten Arbeitsplatzrechner können für die Struktursimulation mit ANSYS® 2 Prozessorkerne parallel benutzt werden.

In Tabelle 6.16 ist die Rechenzeit für eine einzelne Tragflügelanalyse mit den entsprechenden Anteilen der Programme angegeben. Im vorliegenden Beispiel sind 11 Strömungs-Struktur-Kopplungsschritte bis zum aerostatischen Gleichgewicht erforderlich. Die Strömungssimulation benötigt mit etwa der Hälfte den größten Anteil an Rechenzeit. Ein Drittel der entstandenen Rechenzeit nimmt die lokal ausgeführte Struktursimulation mit der Dimensionierung des Flügels in Anspruch. Bei der angegebenen Rechenzeit werden keine Wartezeiten auf dem Großrechner berücksichtigt, welche bei einer multidisziplinären Tragflügeloptimierung in Abhängigkeit der Nutzung des Großrechners auftreten.

Prozeß	Programm	Programmaufrufe	Rechenzeit	Rechenzeitanteil
Aktualisierung CAD-Modell	CATIA® V5	1	4.3 min	5 %
Generierung strukturmechanisches Netz	Octave, PARA_MAM	1	1.5 min	2 %
Generierung aerodynamisches Netz	Centaur + MegaCads	1	2.0 min	3 %
Strömungssimulation	TAU-Code	11	42.5 min	54 %
Struktursimulation mit Dimensionierung	ANSYS®, S_BOT	12	25.0 min	32 %
Interpolation (Strömungs-Struktur-Kopplung)	MESH2MESH	22	0.3 min	0 %
Deformation des aerodynamischen Netzes	TAU-Deformation	11	3.4 min	4 %
			79.0 min	100 %

Tabelle 6.16: Benötigte Rechenzeiten der einzelnen Programme am Beispiel einer multidisziplinären Tragflügelanalyse.

Zusammenfassend soll festgehalten werden, daß jede der hier vorgestellten multidisziplinären Tragflügeloptimierungen mit Berücksichtigung der Strömungs-Struktur-Kopplung eine Gesamt-rechenzeit von 10-14 Tagen benötigt.

## 7 Zusammenfassung

Die vorliegende Arbeit beschreibt multidisziplinäre Tragflügeloptimierungen mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität im Reiseflug unter Verwendung hochgenauer Simulationsverfahren. Dabei bildet die Anwendung einer hier entwickelten Prozeßkette zur numerischen Optimierung mit Strömungs-Struktur-Kopplung auf Verkehrsflugzeuge mit rück- und vorwärts gepfeilten Tragflügeln den Schwerpunkt dieser Arbeit.

Im Gegensatz zu den in Kapitel 2 vorgestellten Arbeiten im Bereich der multidisziplinären Tragflügeloptimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren wird hier der Einfluß verschiedener multidisziplinärer Zielfunktionen auf die optimale Flügelgeometrie unter Verwendung eines robusten Optimierungsverfahrens mit einem guten Kompromiß zwischen Globalität und Effizienz untersucht. Bei den Tragflügeloptimierungen der vorliegenden Arbeit werden neben einer hochgenauen Analyse der aerodynamischen Leistung und einer strukturellen Dimensionierung auch die statischen aeroelastischen Wechselwirkungen unter Reiseflugbedingungen berücksichtigt. Die mehrere Lastfälle beinhaltende Dimensionierung bestimmt dabei das Verformungsverhalten und die Strukturmasse des Tragflügels innerhalb der Prozeßkette.

Bei den multidisziplinären Optimierungen wird der Tragflügel eines konventionellen zweistrahligen Langstreckenverkehrsflugzeugs mit einer Mach-Zahl im Reiseflug von  $Ma = 0.85$  und einer maximalen Startmasse von  $m_{MTO} = 210\,000\text{ kg}$  betrachtet. Um die gestellten Anforderungen an die Start- und Landeleistungen zu erfüllen und realistische Nebenbedingungen für die multidisziplinären Tragflügeloptimierungen bereitzustellen wird ein Konzeptentwurf der Basiskonfiguration mit einem geeigneten Handbuchverfahren durchgeführt. Das Ergebnis des in Kapitel 3 beschriebenen Konzeptentwurfs ist der Entwurfsunkt in Form des Schub-Gewichtsverhältnisses  $T_{TO}/(m_{MTO}g)$ , der Flächenbelastung  $m_{MTO}/S$  und des Auftriebsbeiwerts im Reiseflug  $C_L$ . Zusätzlich wird in diesem Zusammenhang auf die geometrischen und physikalischen Einflußfaktoren der Tragflügelauslegung eingegangen. Eine Beschreibung der physikalischen Aspekte des Tragflügelentwurfs im Hinblick auf die transsonische Aerodynamik, die Tragflügelstruktur und die Aeroelastik erfolgt ebenfalls in diesem Kapitel.

Die multidisziplinäre Optimierung mit hochgenauen Verfahren stellt besondere Herausforderungen an die Parametrisierung der Geometrie, die Simulationsmodelle und deren Rechenaufwand, die Strömungs-Struktur-Kopplung, die Zielfunktion und die Optimierungsstrategie. In Kapitel 4 werden die verschiedenen Modelle, Methoden und Simulationsverfahren in diesen Bereichen vorgestellt und eine begründete Auswahl zum Vorgehen in dieser Arbeit vorgenommen.

Die für die vorliegende Arbeit entwickelte Prozeßkette verbindet die verschiedenen hochgenauen Simulationsverfahren zu einem automatischen Optimierungsprozeß, welcher die Entwurfsparameter der gewählten Parametrisierung als Eingangsgrößen und den Funktionswert der multidisziplinären Zielfunktion als Ausgangsgröße des integrierten Optimierungsverfahrens aufweist. In Kapitel 5 werden die Prozeßkette und ihre Bestandteile ausführlich beschrieben. Die Prozeßkette beinhaltet die Auswertung einer einfachen Flugmission bestehend aus 5 Segmenten mit vorgegebenen Massenverhältnissen für Start, Steigflug, Sinkflug und Landung zur Bestimmung des Funktionswerts der Zielfunktion. Dabei wird die Simulation des Tragflügels mit hochgenauen Verfahren unter Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität zur Berechnung der Gleitzahl im Reiseflug und der Flügelmasse eingesetzt. Mit der Reichweitenformel von Breguet werden dann entsprechend der gewählten Zielfunktion die Reichweite oder die benötigte Kraftstoffmasse für das Reiseflugsegment bestimmt.

In den Tragflügeloptimierungen wird ein Einfachtrapezflügel betrachtet, dessen Grundriß und Profilformen parametrisch beschrieben werden. Die Oberflächen des Tragflügels werden dazu mit einem parametrischen Modell in CATIA® V5 [145] erzeugt. Dieses erlaubt den automatischen Austausch von einzelnen Profilen an 7 spannweiten Positionen und eine Aktualisierung der Oberflächenkontur in Abhängigkeit der verwendeten Grundrißparameter. Für die Beschreibung der Profile wird die CST-Parametrisierung verwendet. Diese Parametrisierung ermöglicht die Beschreibung einer glatten Profilkontur mit einer geringen Anzahl an Parametern. Weiterhin kann die Profilkontur lokal gesteuert werden und es besteht die Möglichkeit die relative Profildicke, den Nasenradius, den Hinterkantenwinkel und die Hinterkantendicke zu spezifizieren.

Die Simulation der transsonischen Tragflügelumströmung erfolgt in dieser Arbeit mit einem zeitlich gemittelten Navier-Stokes-Verfahren (RANS). Dabei kommt der vom Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR entwickelte TAU-Code [14], [15], [16] mit einer zentralen Diskretisierung und unter Verwendung des Spalart-Allmaras [133] Turbulenzmodells in der Originalversion zum Einsatz. Mit dem gewählten Simulationsverfahren für die Umströmung des Tragflügels werden sowohl die physikalischen Effekte der transsonischen Strömung als auch die Reibungseffekte der turbulenten Strömung berücksichtigt. Das Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras [133] ist ein Eingleichungsmodell auf Basis der Modellierung der Wirbelviskosität, welches sich gegenüber anderen Turbulenzmodellen durch einen geringen Rechenaufwand und seine numerische Robustheit auszeichnet. Das hier verwendete aerodynamische Netz wird mit der Software MegaCads [149] generiert und eignet sich aufgrund seines strukturierten Ansatzes zur schnellen automatischen Netzgenerierung mit einer hohen Netzqualität unter Beibehaltung der Anzahl an Netzpunkten. Die gleichbleibende Anzahl an Netzpunkten während der Optimierung ist Voraussetzung für das Weiterrechnen auf einer bereits konvergierten Ausgangslösung und der damit verbundenen Reduzierung der benötigten Rechenzeit. Mit einer Netzkonzvergenzstudie wird der Einfluß der Netzauflösung auf die aerodynamischen Beiwerte untersucht und die physikalische Genauigkeit der reibungsbehafteten Strömungssimulation wird mit einer Analyse der sich ausbildenden Grenzschicht unter Verwendung der ausgewählten Netzauflösung nachgewiesen.

Für die Simulation der Tragflügelstruktur wird in der vorliegenden Arbeit die Finite-Elemente-Methode (FEM) verwendet. Das Strukturmodell des Flügels wird mit dem vom Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik des DLR entwickelten „Parametric, Simple and Fast Mesh Based Aircraft Modelling Tool“ (PARAM\_MAM [154], [155]) generiert. Dabei wird das Finite-Elemente-Modell basierend auf dem aerodynamischen Netz in Abhängigkeit einer parametrischen Beschreibung der Flügelstruktur erzeugt. Den Flügelkasten bildet hier ein Vorderholm bei 15 % der Flügeltiefe, ein Hinterholm bei 70 % und eine Beplankung bestehend aus einer äußeren Haut mit einer „verschmierten“ Stringerschicht. Weiterhin beinhaltet die Tragflügelstruktur 39 in Flugrichtung ausgerichteten Rippen. Diese Anordnung der Holme und Rippen wird in der vorliegenden Arbeit für alle untersuchten Tragflügel beibehalten. In dem verwendeten Strukturmodell werden die Massen des Hochauftriebssystems durch die Wahl der Wandstärken der vorderen und hinteren Tragflügelstruktur entsprechend von in der Literatur angegebenen Massenbelegungen der Hochauftriebssysteme berücksichtigt. Auch die verteilte Masse des Kraftstoffs in den Flügeltanks beeinflusst die Verformungen im Reiseflug und wird hier modelliert. Die Strukturanalyse in dieser Arbeit erfolgt mit dem FEM-Programm ANSYS® Release 11.0 [151] unter Verwendung der Schalelemente vom Typ SHELL99 aus der ANSYS® Elementbibliothek. Zur Untersuchung des Einflusses der Netzauflösung des Finite-Elemente-Modells auf die Strukturmasse des Flügels und die sich einstellenden Verformungen dient eine Netzkonzvergenzstudie des strukturmechanischen Netzes.

Die Prozeßkette beinhaltet eine Dimensionierung des Flügelkastens unter Verwendung von

---

3 die Dimensionierung maßgeblich beeinflussenden Lastfällen. Dazu kommt das ebenfalls vom Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik des DLR entwickelte Programm „Sizing Robot“ (S\_BOT [154], [155]) zum Einsatz. Diese Programm wird unter ANSYS® zur Dimensionierung entsprechend des Versagenskriteriums nach maximaler Spannung eingesetzt. Den ersten Lastfall stellt der Reiseflug dar, welcher auf Festigkeitswerte im Bezug auf die Zeitfestigkeit ausgelegt wird. Als Manöverlastfall wird ein Abfangmanövers mit einem Lastvielfachen von  $n = 2.5$  betrachtet, bei dem die Lasten durch eine Skalierung der Reisefluglasten mit einem Faktor von 2.5 approximiert und für die Dimensionierung gegenüber statischer Festigkeit verwendet werden. Der Landestoß stellt den letzten berücksichtigten Lastfall dar. Dabei erfolgt die Dimensionierung ebenfalls gegenüber statischer Festigkeit.

Die statischen aeroelastischen Effekte im Reiseflug werden durch ein schwach gekoppeltes Modell der Strömungs-Struktur-Interaktion entsprechend Abschnitt 4.3 berücksichtigt. Zur Interpolation der Oberflächendruckverteilung vom aerodynamischen Netz auf das strukturmechanische Netz und die Umrechnung in Knotenkräfte wird das vom Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR entwickelte Interpolationsprogramm MESH2MESH [32] verwendet. Dabei erfolgt die Interpolation zwischen den Netzen mit der „Nearest-Neighbor-Search“-Methode [161], welche konservativ hinsichtlich der Kräfte- und Momentenbilanz ist. Nach der Berechnung der Strukturdeformation interpoliert das Programm MESH2MESH auch die Verschiebung der Knoten des strukturmechanischen Netzes zurück auf das aerodynamische Netz. Dazu wird die „Volume-Spline“-Interpolation von Beckert und Wendland [162] verwendet, welche sich für die Strukturverformung eines Flugzeugflügels besonders eignet. Ausgehend von diesem deformierten aerodynamischen Oberflächennetz und dem unverformten Volumennetz wird mit dem Deformationsmodul des TAU-Codes eine Deformation des aerodynamische Volumennetzes mit einer für kleine Verschiebungen sehr robusten algebraischen Methode [163] durchgeführt. Für die Strömungs-Struktur-Kopplung wird ein kombiniertes Abbruchkriterium zur Bestimmung der Konvergenz verwendet, welches die Änderungen der verschiedenen in Tabelle 5.15 angegebenen physikalische Größen berücksichtigt.

Die beschriebene automatische Prozeßkette zur multidisziplinären Optimierung des Tragflügels beinhaltet die Übertragung der Ergebnisse auf das Gesamtflugzeug und wird von einem in den Prozeß integrierten Optimierungsverfahren gesteuert. Als Optimierungsverfahren wird hier der Subplex-Algorithmus von Rowan [164] verwendet. Dieses deterministische Verfahren 0. Ordnung stellt einen guten Kompromiß zwischen Effizienz und Globalität dar und weist die hier notwendige Robustheit gegenüber Rauschen auf.

Die Ergebnisse der multidisziplinären Tragflügeloptimierungen unter Verwendung verschiedener Zielfunktionen werden in Kapitel 6 vorgestellt. Eine Tragflügeloptimierung bei der gleichzeitig der Tragflügelgrundriß und die Profilformen in den verschiedenen Schnitten optimiert werden, ist aufgrund der hier eingesetzten Prozeßkette mit hochgenauen Simulationsverfahren und dem damit verbundenen Rechenaufwand nicht möglich. Deshalb werden die für ein Langstreckenverkehrsflugzeug entworfenen Profile des DLR-F12 Modells, welches einem im Maßstab verkleinerten DLR-F11 Modell [79] entspricht, für die Tragflügeloptimierungen verwendet. Die Auslegungsmachzahl der DLR-F11 Konfiguration entspricht mit  $Ma = 0.85$  der für die Tragflügeloptimierungen dieser Arbeit zugrundeliegenden Mach-Zahl. Im Gegensatz zum DLR-F12 Modell wird hier kein Flugzeugrumpf in der aerodynamischen Simulation berücksichtigt. Um ein geeignetes Profil in dem von dreidimensionalen aerodynamischen Effekten bestimmten Bereich im Innenflügel für die multidisziplinären Tragflügeloptimierungen bereitzustellen, werden jeweils für den rückwärts und den vorwärts gepfeilten Ausgangsflügel eine Optimierung des Innenflügelprofils und der Verwindung mit der Gleitzahl als Zielgröße durchgeführt.

Diese Optimierungen führen bei vorgegebenem Grundriß und festgehaltenen relativen Profildicken zu einer deutlichen Reduktion des Widerstands. Beim rückwärts gepfeilten Tragflügel

wird im Vergleich zum vorwärts gepfeilten Flügel eine größere Gleitzahl erreicht. Eine Betrachtung der einzelnen Widerstandsanteile zeigt eine geringere Summe aus Wellenwiderstand und reibungsabhängigem Druckwiderstand des optimierten Flügels mit Rückwärtspfeilung gegenüber dem optimierten Tragflügel mit Vorwärtspfeilung. Dies kann auf die ungünstigere Druckverteilung des vorwärts gepfeilten Tragflügels zurückgeführt werden. Sowohl beim rückwärts gepfeilten als auch beim vorwärts gepfeilten Tragflügel wirkt die durch die Optimierung erzielte Änderung der Profilform des Innenprofils der Entpfeilung der Isobaren im Mittelschnitt entgegen. Die Optimierung des Innenflügelprofils führt den Erwartungen entsprechend beim rückwärts gepfeilten Flügel zu einer Verschiebung der Dickenrücklage nach vorn und beim Tragflügel mit Vorwärtspfeilung zu einer Verschiebung der Dickenrücklage nach hinten. Es wird vermutet, daß beim Flügel mit Vorwärtspfeilung die weiter außen liegenden Profilschnitte die Optimierung des Innenflügelbereichs beeinflussen und ein besseres Ergebnis der Innenprofiloptimierung verhindern. Weiterhin wird durch die Optimierung des vorwärts gepfeilten Tragflügels ein im Vergleich zum rückwärts gepfeilten Flügel geringerer induzierter Widerstandsbeiwert aufgrund einer im Hinblick auf den induzierten Widerstand günstigeren Auftriebsverteilung erreicht. Als Ursache für die weniger elliptische Auftriebsverteilung des optimierten Flügels mit Rückwärtspfeilung wird die Beschränkung der linearen Verwindungsverteilung zur Einstellung einer beliebigen Auftriebsverteilung vermutet. Die Tragflügel mit den optimierten Innenflügelprofilen bilden die Ausgangsflügel der Optimierungen des Flügelgrundrisses.

Die Optimierung des Flügelgrundrisses mit der Gleitzahl als Zielfunktion wird nur für den rückwärts gepfeilten Tragflügel zur Untersuchung der maximal erreichbaren Gleitzahl unter Berücksichtigung der statischen aeroelastischen Effekte durchgeführt. Dabei wird durch die Optimierung bei konstanten relativen Profildicken und Profilgeometrien eine maximale Gleitzahl von  $L/D = 21.3$  erreicht. Dies ist auf eine große Reduzierung des induzierten Widerstands durch die mit der Streckung von  $A = 13.6$  verbundene Spannweitenvergrößerung des optimierten Tragflügels gegenüber dem Ausgangsflügel zurückzuführen. Ein gleichzeitiges Ansteigen der Summe aus Wellenwiderstand und reibungsabhängigem Druckwiderstand begrenzte ein weiteres Ansteigen der Gleitzahl mit zunehmender Streckung. Die Ursache dafür sind die Wechselwirkung der transsonischen Umströmung mit den starken Verformungen des dimensionierten Tragflügels. Der optimierte Tragflügel weist ein Verhältnis von Strukturmasse des Tragflügels und maximaler Startmasse von  $m_W/m_{MTO} = 0.3$  auf. Dies ist mit einer geringen Reichweite und einem hohen Kraftstoffverbrauch eines mit diesem Tragflügel versehenen Flugzeugs verbunden und zeigt die praktische Unbrauchbarkeit des mit einer rein aerodynamischen Zielfunktion optimierten Flügelgrundrisses.

Die in den anschließenden Optimierungen des Flügelgrundrisses verwendeten Zielfunktionen beinhalten neben der aerodynamischen Leistung in Form der Gleitzahl auch die Strukturmasse des Tragflügels. Damit werden die Grundrißoptimierungen mit der Reichweite und der Effizienz als Zielfunktion multidisziplinär. Unter Effizienz wird bei der Zielfunktion der multidisziplinären Tragflügeloptimierung der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch verstanden. Weiterhin werden in diesen Optimierungen neben den Parametern des Flügelgrundrisses auch die relativen Profildicken an 4 spannweitigen Positionen als Entwurfsparameter verwendet. Dabei wird die Profilform beibehalten und die relative Profildicke durch eine Skalierung verändert. Die Optimierungen mit der Reichweite als Zielfunktion führen zu Tragflügelgeometrien mit kleineren Streckungen als dies erwartet wird. Damit verbunden sind eine geringe aerodynamische Leistung bei einer sehr kleinen Strukturmasse des Flügels. Durch die Vorgabe der Startmasse des Flugzeugs führt die Einsparung an Strukturmasse bei einer vorgegebenen Nutzlast zu einer größeren mitgeführten Kraftstoffmenge, welche trotz der geringeren Gleitzahl eine Reichweitensteigerung zur Folge hat. Eine Betrachtung des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs der mit den optimierten Tragflügeln versehenen Flugzeuge

---

zeigt die geringe Eignung der Reichweite als Zielfunktion für eine multidisziplinäre Tragflügeloptimierung von möglichst effizienten Verkehrsflugzeugen.

Deshalb werden der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch als Zielfunktion für die weiteren Tragflügeloptimierungen verwendet. Dabei wird neben der maximalen Startmasse auch die Reichweite vorgegeben und die Nutzlast aus der aerodynamischen Leistung im Reiseflug und der Strukturmasse des Tragflügels unter Berücksichtigung der in der Prozeßkette modellierten Flugmission bestimmt. Die Tragflügeloptimierungen mit der Effizienz als Zielfunktion führen im Vergleich zu den Reichweitenoptimierungen bei einer um lediglich 0.6 % kleineren Reichweite zu einer deutlich besseren aerodynamischen Leistung und einer höheren Strukturmasse des Tragflügels. Daraus folgt eine um 0.5 % geringere Nutzlast und ein um 7.8 % kleinerer auf die Reichweite und Nutzlast bezogener Kraftstoffverbrauch. Mit dieser Zielfunktion werden hier unter den gewählten Nebenbedingungen optimale Tragflügelgeometrien gefunden, welche einen geeigneten Kompromiß zwischen aerodynamischer Leistung und Strukturmasse des Tragflügels im Hinblick auf einen effizienten Lufttransport darstellen. Ein wichtiges Ergebnis dieser Arbeit ist, daß die Wahl des auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs als Zielfunktion für multidisziplinäre Tragflügeloptimierungen besonders geeignet ist. Dies gilt es besonders im Hinblick auf die gestellten Anforderungen an zukünftige Verkehrsflugzeuge bezüglich der Umweltverträglichkeit zu unterstreichen.

Alle mit einer multidisziplinären Zielfunktion optimierten Tragflügel weisen eine im Innenflügelbereich überrelleptische und im Außenflügelbereich unterrelleptische spannweitige Auftriebsverteilung auf. Die zum Innenflügel hin verschobenen Auftriebsverteilungen der optimierten Tragflügel stellen einen der jeweils gewählten multidisziplinären Zielfunktion entsprechenden Kompromiß zwischen aerodynamischen Widerstand und Strukturmasse des Tragflügels dar. Dabei bestimmt die Kombination aus Spannweite und spannweitiger Auftriebsverteilung den induzierten Widerstand und den spannweitigen Angriffspunkt der Luftkraft, welcher über das Wurzelbiegemoment maßgebend für die Strukturmasse des Tragflügels ist.

Deshalb ist für die aerodynamische Leistung und die Strukturmasse des Tragflügels die Auftriebsverteilung in Spannweitenrichtung von zentraler Bedeutung. Wesentlich ist dabei die Berücksichtigung der statischen aeroelastischen Wechselwirkungen. Beim rückwärts gepfeilten Tragflügel wirkt sich die Biege-Torsions-Kopplung positiv auf die Strukturmasse des Flügels aus. Im Gegensatz dazu führt die Biege-Torsions-Kopplung beim vorwärts gepfeilten Tragflügel zu einer größeren Strukturmasse des Flügels. Deshalb hat der optimierte vorwärts gepfeilte Tragflügel eine um 20 % größerer Strukturmasse als der rückwärts gepfeilte Flügel. Dabei soll darauf hingewiesen werden, daß die Strömungs-Struktur-Kopplung hierbei lediglich zur Bestimmung der Lasten im Reiseflug verwendet wird.

Weiterhin besitzen die hier betrachteten Tragflügel unter Reiseflugbedingungen realistische Auslenkungen an der Flügelspitze. Dies zeigt in Kombination mit den für den transsonischen Reiseflug optimierten Pfeilwinkeln und relativen Profildicken die Funktionalität des verwendeten Vorgehens zur Dimensionierung der Tragflügelstruktur.

Die Untersuchungen im Hinblick auf die verwendeten multidisziplinären Zielfunktionen mit einem vereinfachten Modell und die Bestimmung der Polaren der optimierten Flügel mit der Effizienz als Zielfunktion deuten darauf hin, daß die optimierten Tragflügel die optimale Geometrie unter den gewählten Nebenbedingungen darstellen. Der Einfluß der numerischen Unsicherheiten infolge der verwendeten Netzauflösungen auf die Zielfunktionen und die Optimierungsergebnisse ist entsprechend der vorgestellten Abschätzungen relativ gering.

Mit der vorliegende Arbeit wird somit die erfolgreiche Anwendung der entwickelten Prozeßkette zur multidisziplinären Optimierung von Verkehrsflugzeugflügeln unter Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität im transsonischen Reiseflug gezeigt.





## 8 Ausblick

Mit dem zu erwartenden weiteren Anwachsen der Rechenleistung und den fortschreitenden Entwicklungen im Bereich der Parallelisierung von numerischen Prozessen ergeben sich neue Möglichkeiten die vorgestellten Arbeiten zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung fortzuführen.

Um sich der geometrischen Komplexität realer Tragflügel von Verkehrsflugzeugen weiter zu nähern, sollten vollständig parametrische Modellierungen von Mehrfachtrapezflügeln Grundlage weiterer Arbeiten sein. Dazu gehört auch die Möglichkeit gekrümmte Vorder- und Hinterkanten des Tragflügels einschließlich der Flügelendform parametrisch beschreiben zu können. Weiterhin sollte der Flugzeugrumpf und die Flügel-Rumpf-Verkleidung in der Modellierung berücksichtigt werden.

Von zentraler Bedeutung für die Weiterentwicklung der in dieser Arbeit verwendeten Prozeßkette ist Anwendung der Strömungs-Struktur-Kopplung auf eine größere Anzahl definierbarer Lastfälle. Für die aerodynamische Leistung ist dies im Hinblick auf eine anzustrebende Mehrpunktoptimierung unter Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität von Bedeutung. Bei der Simulation der kritischen Lastfälle wird ein großer Einfluß der statischen aeroelastischen Effekte auf die Dimensionierung des Tragflügels erwartet, weil sich die Verformungen des elastischen Flügels deutlich auf die Lasten auswirken. Weiterhin sollte eine den verschiedenen Belastungsarten in den einzelnen Bereichen des Tragflügels angepasste Werkstoffauswahl erfolgen und auch die Verwendung von faserverstärkten Verbundwerkstoffen mit richtungsgebundenen Materialeigenschaften untersucht werden. Dabei sind in Abhängigkeit der gewählten Werkstoffe auch zusätzliche Versagenskriterien zu berücksichtigen.

Zur Bestimmung der kritischen Lastfälle wird zusätzlich ein Lastenprozeß mit geringem Rechenaufwand benötigt, welcher auf der Basis von einfachen Simulationsverfahren in die multidisziplinäre Tragflügeloptimierung integriert werden kann. Dabei könnten entsprechend den Ideen der Aeroservoelastik auch Klappenausschläge und Flugregler einbezogen werden. Um die Bewertung des Tragflügels in einem multidisziplinären Optimierungsprozeß weiter voranzubringen, ist auch eine Erweiterung der Flugmission mit einer Abschätzung der Leistungen bei Start und Landung und die Integration eines Triebwerksmodells in die bestehende Prozeßkette möglich. Dazu werden die entsprechenden Modelle und Verfahren aus dem Konzeptentwurf benötigt.

Die Anwendung der multidisziplinären Tragflügeloptimierung sollte in Zukunft auch die gleichzeitige Optimierung von Profil- und Grundrißgeometrie ermöglichen. Dabei liegt eine besondere Herausforderung in der Weiterentwicklung der multidisziplinären Prozeßkette im Hinblick auf die steigende Anzahl an Entwurfsparametern und die Notwendigkeit die Robustheit zu verbessern. Weitere wissenschaftlich interessante Fragestellungen ergeben sich aus der Berücksichtigung des aeroelastischen Verhaltens bei hochelastischen Tragflügeln. Gerade bei den Pfeilflügeln der Verkehrsflugzeuge stellt sich aufgrund der ausgeprägten geometrischen Biege-Torsions-Kopplung die Frage nach der optimalen Steifigkeit der Tragflügelstruktur im Hinblick auf ein möglichst effizientes Gesamtflugzeug.

Mit der Anwendung der multidisziplinären Optimierung zur globalen Optimierung von Tragflügeln unter realistischen Nebenbedingungen können weitere Verbesserungen im Hinblick auf die Leistung und Effizienz von Verkehrsflugzeugen erwartet werden. Dazu gilt es das in der vorliegenden Arbeit vorgestellte Vorgehen im industriellen Rahmen konsequent fortzuführen. Dies

beinhaltet die Entwurfs- und Optimierungsprozesse der einzelnen Disziplinen zu automatisieren, Schnittstellen zur Berücksichtigung der interdisziplinären Wechselwirkungen bereitzustellen und die einzelnen Prozesse zu einem robusten und effizienten Gesamtprozeß zusammenzuführen. Weiterhin muß auch das in den einzelnen Fachdisziplinen vorliegende Expertenwissen und physikalische Verständnis auf den multidisziplinären Gesamtprozeß zur Beurteilung der Optimierungsergebnisse übertragen werden.

Auf Grund der Vorgabe der maximalen Startmasse in der beschriebenen Prozeßkette zur multidisziplinären Tragflügeloptimierung ist in Abhängigkeit von der gewählten Zielfunktion entweder die Nutzlast oder die Reichweite eine variable Größe. Dies setzt bei den in der Regel durch eine Transportaufgabe gegebenen Anforderungen bestehend aus Nutzlast, Reichweite und Fluggeschwindigkeit ein iteratives Vorgehen mit der maximalen Startmasse als Entwurfparameter voraus. Daher stellt die Integration der multidisziplinären Tragflügeloptimierung in den iterativen Entwurfsprozeß des Konzeptentwurfs auf Gesamtflugzeugebene eine Herausforderung zukünftiger Arbeiten dar.

Um das Potential der multidisziplinären Optimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren vollständig auszunutzen, ist eine Betrachtung auf Gesamtflugzeugebene unter Berücksichtigung aller Wechselwirkungen notwendig. Somit bildet die Zusammenführung des Konzeptentwurfs auf Gesamtflugzeugebene mit der multidisziplinären Optimierung unter Verwendung hochgenauer Simulationsverfahren einen wesentlichen Bestandteil zur Entwicklung hocheffizienter Verkehrsflugzeuge.

# Literaturverzeichnis

- [1] EUROPEAN COMMISSION: *European Aeronautics: A Vision for 2020*. Luxembourg, Belgium : Office for Official Publications of the European Communities, 2001
- [2] EUROPEAN COMMISSION: *2008 Addendum to the Strategic Research Agenda*. <http://www.acare4europe.com>, 2008
- [3] RAYMER, D. P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Third Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999
- [4] TORENBEEK, E.: *Synthesis of subsonic airplane design*. Delft : Delft University Press, 1976
- [5] LOFTIN, L. K.: *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of Size to Performance*. NASA Reference Publication 1060, 1980
- [6] ROSKAM, J.: *Airplane Design Part 1: Preliminary Sizing of Airplanes*. Lawrence, Kansas, USA : Design, Analysis and Research Corporation, 120 East Ninth Street, Suite 2, Lawrence, Kansas, 66044, USA, 1989
- [7] SCHOLZ, D.: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Hamburg : Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, 1999
- [8] HEINZE, W. ; ÖSTERHELD, C. M. ; HORST, P.: Multidisziplinäres Flugzeugentwurfungsverfahren PrADO - Programmmentwurf und Anwendung im Rahmen von Flugzeug-Konzeptstudien. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Hamburg, 2001* (DGLR-Tagungsband 2001, Band 3 2001-194), S. 1701–1712
- [9] LIERSCH, C. M. ; HEPPELLE, M.: A Unified Approach for Multidisciplinary Preliminary Aircraft Design. In: *CEAS European Air and Space Conference, Manchester, United Kingdom*, 2009
- [10] HORSTMANN, K.H. ; STREIT, T.: Aerodynamic Wing Design for Transport Aircraft - Today: Hermann Schlichting - 100 Years. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2009, S. 130–144
- [11] PRANDTL, L.: Über Tragflügel kleinsten induzierten Widerstandes. In: *Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt* 24 (1933), S. 305–306. – Nachdruck in: *Gesammelte Abhandlungen zur angewandten Mechanik, Hydro- und Aerodynamik*, Springer-Verlag, Berlin, 1961, S. 556–561
- [12] IGLESIAS, S. ; MASON, W.H.: Optimum Spanloads Incorporating Wing Structural Weight. In: *First AIAA Aircraft Technology, Integration, and Operations Forum, Los Angeles, California, USA*, 2001
- [13] CAVAGNA, L. ; RICCOBENE, L. ; RICCI, S. ; BÉRARD, A. ; RIZZI, A.: A Fast MDO tool for Aeroelastic Optimization in Aircraft Conceptual Design. In: *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Victoria, British Columbia Canada*, 2008

- [14] GALLE, M.: Ein Verfahren zur numerischen Simulation kompressibler, reibungsbehafteter Strömungen auf hybriden Netzen / DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik. Braunschweig, 1999 (DLR-Forschungsbericht 99-04). – Forschungsbericht
- [15] GERHOLD, T.: Overview of the Hybrid RANS TAU-Code, In: Kroll N., Fassbender J. (Eds) MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation Tool for Transport Aircraft Design. In: *Notes on Multidisciplinary Design* 89 (2005)
- [16] SCHWAMBORN, D. ; GERHOLD, T. ; HEINRICH, R.: The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry. In: *European Conference on Computational Fluid Dynamics, ECCOMAS CFD 2006 Conference, Delft, The Netherlands*, 2006
- [17] SCHWAMBORN, D. ; GARDNER, A. ; GEYR, H. von ; KRUMBEIN, A. ; LÜDEKE, H. ; STÜRMER, A.: Development of the TAU-Code for aerospace applications. In: *50th NAL International Conference on Aerospace Science and Technology*, 2008
- [18] KROLL, N. ; FASSBENDER, J. K.: MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation for Aircraft Design, Braunschweig. In: *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM)* 89 (2002)
- [19] KROLL, N. ; ROSSOW, C.-C. ; SCHWAMBORN, D. ; BECKER, K. ; HELLER, G.: MEGAFLOW - A Numerical Flow Simulation Tool For Transport Aircraft Design, Toronto, Canada. In: *ICAS Congress 2002*, 2002, S. 1.105.1–1.105.20
- [20] KROLL, N. ; ROSSOW, C.-C. ; SCHWAMBORN, D.: The MEGAFLOW-Project - Numerical Flow Simulation for Aircraft. In: *Progress in Industrial Mathematics at ECMI 2004* (2005), S. 3–33
- [21] KROLL, N. ; GAUGER, N. ; BREZILLON, J. ; BECKER, K. ; SCHULZ, V.: Ongoing Activities in Shape Optimization Within The German Project MEGADESIGN. In: *ECCOMAS 2004*, 2004
- [22] KROLL, N. ; GAUGER, N. ; BREZILLON, J. ; DWIGHT, R. ; FAZZOLARI, A. ; VOLLMER, D. ; BECKER, K. ; BARNEWITZ, H. ; SCHULZ, V. ; HAZRA, S.: Flow Simulation and Shape Optimization For Aircraft Design. In: *Journal of Computational and Applied Mathematics* 203 (2005), December, S. 397–411
- [23] KROLL, N. ; BECKER, K. ; RIEGER, H. ; THIELE, F.: Ongoing Activities in Flow Simulation and Shape Optimization within the German Megadesign Project. In: *ICAS 2006, 25th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 2006
- [24] KROLL, N. ; BECKER, K. ; RIEGER, H. ; THIELE, F.: *MEGADESIGN and MegaOpt - German Initiatives for Aerodynamic Simulation and Optimization in Aircraft Design*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2009
- [25] GAUGER, N. R.: Ongoing activities in shape optimization within the German project MEGADESIGN. In: *EUCCO2004, Dresden (de), 29.-31.03.2004*, 2004
- [26] BOUCKE, A.: *Kopplungswerkzeuge für aeroelastische Simulationen*, Rheinisch-Westfälische Technischen Hochschule Aachen, Diss., Juli 2003
- [27] BRAUN, C.: *Ein modulares Verfahren für die numerische aeroelastische Analyse von Luftfahrzeugen*, Rheinisch-Westfälische Technischen Hochschule Aachen, Diss., April 2007

- 
- [28] REIMER, L. ; BRAUN, C. ; WELLMER, G. ; BEHR, M. ; BALLMANN, J.: Development of a Modular Method for Computational Aero-structural Analysis of Aircraft, In: W. Schröder (Ed.): Flow Modulation & Fluid-Structure Interaction. In: *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM)* 109 (2010), S. 205–238
- [29] KÄMPCHEN, M. ; DAFNIS, A. ; REIMERDES, H.-G. ; BRITTEN, G. ; BALLMANN, J.: Dynamic aero-structural response of an elastic wing model. In: *Journal of Fluids and Structures* 18 (2003), S. 63–77
- [30] BALLMANN, J. ; DAFNIS, A. ; BAARS, A. ; BOUCKE, A. ; BRAKHAGE, K.-H. ; BRAUN, C. ; BUXEL, C. ; CHEN, B.-H. ; DICKOPP, C. ; KÄMPCHEN, M. ; KORSCH, H. ; OLIVIER, H. ; RAY, S. ; REIMER, L. ; REIMERDES, H.-G.: Aero-structural Dynamics Experiments at High Reynolds Numbers, In: W. Schröder (Ed.): Flow Modulation & Fluid-Structure Interaction. In: *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM)* 109 (2010), S. 389–424
- [31] TIMOSHENKO, S. P.: LXVI. On the correction for shear of the differential equation for transverse vibrations of prismatic bars. In: *Philosophical Magazine Series 6* 41 (1921), Nr. 245, S. 744–746
- [32] KROLL, N. ; HEINRICH, R. ; KRUEGER, W. ; NAGEL, B.: Fluid-Structure Coupling for Aerodynamic Analysis and Design: A DLR Perspective. In: *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA*, 2008
- [33] NEUMANN, J. ; ARNOLD, J. ; KRÜGER, W.: Numerische Simulation komplexer aeorelastischer Phänomene und Vergleich mit Windkanalexperimenten. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2006*, 2006
- [34] NEUMANN, J.: Identifikation radialer Basisfunktionen zur räumlichen Strömungs-Struktur-Kopplung unter Berücksichtigung des Interpolations- und des Lasttransformationsfehlers. 2008. – Forschungsbericht
- [35] KEYE, S. ; SITZMANN, M. ; BRODERSEN, O. ; HEINRICH, R.: Fluid-Structure Coupled Loads Analysis of DLR's F6 Wing-Body Configuration. In: *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2008*, 2008
- [36] KEYE, S.: Fluid-Structure-Coupled Analysis of a Transport Aircraft and Comparison to Flight Data. In: *39th AIAA Fluid Dynamics Conference*, 2009
- [37] KEYE, S. ; RUDNIK, R.: Aero-Elastic Simulation of DLR's F6 Transport Aircraft Configuration and Comparison to Experimental Data. In: *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2009
- [38] GURUSWAMY, G. P. ; BYUN, C.: Fluid-Structural Interactions Using Navier-Stokes Flow Equations Coupled with Shell Finite Element Structures. In: *24th AIAA Fluid Dynamics Conference, Orlando, Florida, USA*, 1993
- [39] BYUN, C. ; GURUSWAMY, G. P.: Wing-Body Aeroelasticity Using Finite-Difference Fluid/Finite-Element Structural Equations on Parallel Computers. In: *35th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structural, Structural Dynamics, and Materials Conference, Hilton Head, South Carolina, USA*, 1994

- [40] GIRODROUX-LAVIGNE, P.: Progress in steady/unsteady fluid-structure coupling with Navier-Stokes equations. In: *IFASD 2005, München, 28.06.-01.07.2005*, 2005
- [41] NAGEL, B. ; MONNER, H. P. ; BREITBACH, E.: Aerolastic Tailoring transsonischer Tragflügel auf Basis anisotroper und aktiver Strukturen. In: *Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt DGLR, Jahrbuch der DGLR 2004* (2004), S. 1–10
- [42] SCHÜTTE, A. ; EINARSSON, G. ; RAICHLE, A. ; SCHÖNING, B. ; ALRUTZ, T. ; MÖNNICH, W. ; NEUMANN, J. ; ARNOLD, J. ; HEINECKE, J. ; FORKERT, T. ; SCHUMANN, H.: Prediction of the Unsteady Behavior of Maneuvering Aircraft by CFD Aerodynamic, Flight-Mechanic and Aeroelastic Coupling. In: *RTO-AVT-MP-123 - Flow-Induced Unsteady Loads and the Impact on Military Applications*, 2005
- [43] NEUMANN, J. ; EINARSSON, G. ; SCHÜTTE, A.: Multidisziplinäre Simulation eines rollenden, generischen Deltaflügels - Kopplung von Aerodynamik, Flugmechanik und Strukturdynamik. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2005, Friedrichshafen, 26.-29. September 2005*, 2005
- [44] EINARSSON, G. ; SCHÖNING, B. ; RAICHLE, A. ; MÖNNICH, W. ; NEUMANN, J. ; ARNOLD, J. ; ALRUTZ, T. ; ORLT, M. ; FORKERT, T.: Simulation of maneuvering aircraft. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2006*, 2006
- [45] SCHÜTTE, A. ; EINARSSON, G. ; RAICHLE, A. ; SCHÖNING, B. ; ORLT, M. ; NEUMANN, J. ; ARNOLD, J. ; MÖNNICH, W. ; FORKERT, T.: Numerical Simulation of Maneuvering Aircraft by Aerodynamic, Flight Mechanics and Structural Mechanics Coupling. In: *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* Bd. 46, AIAA, January 2007 (AIAA-Journal of Aircraft 1), S. 53–64
- [46] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI, J. ; HAFTKA, R. T.: Multidisciplinary Aerospace Design Optimization : Survey of Recent Developments. In: *34th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA*, 1996
- [47] CHATTOPADHYAY, A. ; PAGALDIPTI, N.: A Multidisciplinary Optimization using Semi-Analytical Sensitivity Analysis Procedure and Multilevel Decomposition. In: *Journal of Computers and Mathematics with Applications* 29 (1995), Nr. 7, S. 55–66
- [48] BAKER, M. ; GIESING, J.: A Practical Approach to MDO and its Application to an HSCT Aircraft. In: *1st AIAA Aircraft Engineering, Technology, and Operations Congress, Los Angeles, California, USA*, 1995
- [49] YANG, G. ; CHEN, D. ; CUI, K.: Response Surface Technique for Static Aeroelastic Optimization on a High-Aspect-Ratio Wing. In: *Journal of Aircraft* 46 (2009), Nr. 4, S. 1444–1450
- [50] BARNEWITZ, H.: Flexible Wing Optimisation Based on Shapes and Structures. In: *MEGADESIGN and MegaOpt - German Initiatives for Aerodynamic Simulation and Optimization in Aircraft Design*, Springer Berlin Heidelberg, 2009, S. 287–305
- [51] NELDER, J. A. ; MEAD, R.: A Simplex Method for Function Minimization. In: *Computer Journal* 7 (1965), S. 308–313
- [52] PIPERNI, P. ; ABDO, M. ; KAFYEKE, F. ; ISIKVEREN, A. T.: Preliminary Aerostructural Optimization of a Large Business Jet. In: *Journal of Aircraft* 44 (2007), Nr. 5, S. 1422–1438

- 
- [53] CHIBA, K. ; OYAMA, A. ; OBAYASHI, S. ; NAKAHASHI, K. ; MORINO, H.: Multidisciplinary Design Optimization and Data Mining for Transonic Regional-Jet Wing. In: *Journal of Aircraft* 44 (2007), Nr. 4, S. 1100–1112
- [54] GIESING, J. P. ; BARTHELEMY, J.-F. M.: A Summary of Industry MDO Applications and Needs. In: *7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO, Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, St. Louis, Missouri, USA*, 1998
- [55] BORLAND, C. J. ; BENTON, J. R. ; FRANK, P. D. ; KAO, T. J. ; MASTRO, R. A. ; BARTHELEMY, J.-F. M.: Multidisciplinary Design Optimization of a Commercial Aircraft Wing—An Exploratory Study. In: *5th AIAA/NASA/USAF/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Panama City Beach, Florida, USA* Bd. 1, 1994, S. 505–519
- [56] GROSSMAN, B. ; HAFTKA, R. T. ; KAO, P.-J. ; POLEN, D. ; RAIS-ROHANI, M. ; SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI, J.: Integrated Aerodynamic-Structural Design of a Transport Wing. In: *Journal of Aircraft* 27 (1990), Nr. 12, S. 1050–1056
- [57] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI, J.: Sensitivity of Complex, Internally Coupled Systems. In: *AIAA Journal* 28 (1990), Nr. 1, S. 153–160
- [58] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI, J.: Higher Order Sensitivity of Complex, Coupled Systems. In: *AIAA Journal* 28 (1990), Nr. 4, S. 736
- [59] DUDLEY, J. M. ; HUANG, X. ; HAFTKA, R. T. ; GROSSMAN, B. ; MASON, W. H.: Variable Complexity Interlacing of Weight Equations and Structural Optimization for the Design of the High Speed Civil Transport. In: *5th AIAA/NASA/USAF/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Panama City Beach, Florida, USA* Bd. 1, 1994, S. 1129–1134
- [60] MCCULLERS, L. A.: Aircraft Configuration Optimization Including Optimized Flight Profiles. In: *Symposium on Recent Experiences in Multidisciplinary Analysis and Optimization*, 1984, S. 395–412
- [61] HAFTKA, R. T. ; BALABANOV, V. ; BURGEE, S. ; GIUNTA, A. ; GROSSMAN, B. ; KAUFMAN, M. ; MASON, W. H. ; WATSON, L. T.: Variable-Complexity Aerodynamic-Structural Optimization via Response Surface Techniques. In: *ICASE/LaRC Workshop on Multidisciplinary Design Optimization, Hampton, Virginia, USA*, 1995
- [62] GUMBERT, C. R. ; HOU, G. J.-W. ; NEWMAN, P. A.: Simultaneous Aerodynamic Analysis and Design Optimization (SAADO) for a 3-D Flexible Wing. In: *39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA*, 2001
- [63] JAMESON, A.: Aerodynamic Design via Control Theory. In: *Journal of Scientific Computing* 3 (1988), Nr. 3, S. 233–260
- [64] JAMESON, A.: Optimum Aerodynamic Design Using CFD and Control Theory. In: *12th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, San Diego, California, USA*, 1995
- [65] JAMESON, A. ; LEOVIRIYAKIT, K. ; SHANKARAN, S.: Multi-point Aero-Structural Optimization of Wings Including Planform Variations. In: *45th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA*, 2007

- [66] MARTINS, J. R. R. A. ; ALONSO, J. J. ; REUTHER, J. J.: High-Fidelity Aerostructural Design Optimization of a Supersonic Business Jet. In: *Journal of Aircraft* 41 (2004), Nr. 3, S. 523–530
- [67] FAZZOLARI, A.: *An Aero-Structure Adjoint Formulation for Efficient Multidisciplinary Wing Optimization*, Carl-Friedrich-Gauß-Fakultät für Mathematik und Informatik, Technische Universität Braunschweig, Diss., 2005
- [68] FAZZOLARI, A. ; GAUGER, N. ; BREZILLON, J.: Efficient aerodynamic shape optimization in MDO context. In: *Journal of Computational and Applied Mathematics* 203 (2007), S. 548–560
- [69] LEHNER, S. G. ; LURATI, L. B. ; BOWER, G. C. ; CRAMER, E. J. ; CROSSLEY, W. A. ; ENGELSEN, F. ; KROO, I. M. ; SMITH, S. C. ; WILLCOX, K. E.: Advanced Multidisciplinary Optimization Techniques for Efficient Subsonic Aircraft Design. In: *48th Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, USA*, 2010
- [70] WILD, J.: *Numerische Optimierung von zweidimensionalen Hochauftriebskonfigurationen durch Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen*, Technische Universität Braunschweig, Diss., Juni 2001
- [71] HÖNLINGER, H. G. ; KRAMER, J. ; STETTNER, M.: MDO Technology needs in Aeroelastic Structural Design. In: *7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, St. Louis, Missouri, USA*, 1998
- [72] HARYANTO, I.: *Aeroelastische Optimierung von Tragflügelstrukturen mit semi-analytischen Finite-Element-Modellen*, Lehrstuhl für Leichtbau, Technische Universität München, Diss., August 2005
- [73] BRÜNING, G. ; HAFFER, X. ; SACHS, G.: *Flugleistungen: Grundlagen, Flugzustände, Flugabschnitte*. 3. Auflage. Berlin Heidelberg New York : Springer, 1993
- [74] LULLA, C.: Functional Flexibility of the A350XWB High Lift System. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Bremen*, 2011 (DGLR-Tagungsband - Manuskripte DocumentID: 241431)
- [75] SCHLICHTING, H. ; TRUCKENBRODT, E.: *Aerodynamik des Flugzeuges, Zweiter Band: Aerodynamik des Tragflügels (Teil II), des Rumpfes, der Flügel-Rumpf-Anordnung und der Leitwerke*. 2. Auflage. Berlin Heidelberg : Springer, 1969
- [76] SCHLICHTING, H. ; TRUCKENBRODT, E.: *Aerodynamik des Flugzeuges, Erster Band: Grundlagen der Strömungsmechanik, Aerodynamik des Tragflügels (Teil I)*. 2. Auflage. Berlin Heidelberg : Springer, 1967
- [77] ANDERSON, J. D.: *Fundamentals of Aerodynamics*. Fourth Edition. New York : McGraw-Hill Companies, Inc., 2007
- [78] ABBOTT, I. H. ; DOENHOFF, A. E. V.: *Theory of wing sections*. New York : Dover Publication, Inc., 1959
- [79] WICHMANN, G. ; STROHMEYER, D. ; STREIT, T.: Three-Surface Aircraft - A Concept for Future Large Aircraft. In: ICAS (Hrsg.): *22nd International Congress of Aeronautical Sciences, Harrogate, UK*, 2000 (1.1.R1)



- 
- [80] HARRIS, C. D.: NASA Supercritical Airfoils: A Matrix of Family-Related Airfoils / National Aeronautics and Space Administration (NASA). Langley Research Center, 1990 (2969). – Technical Paper
- [81] KÜCHEMANN, D.: *The aerodynamic design of aircraft*. First Edition. Oxford : Pergamon Press, 1978
- [82] BUSEMANN, A.: Aerodynamischer Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeit. In: *Luftfahrtforschung* 12 (1935), Nr. 6, S. 210–220
- [83] LUTZ, T.: *Flugzeug- und Flugkörperaerodynamik I & II Sommersemester 2002 Wintersemester 2002/2003, Skript zur Vorlesung*. Stuttgart : Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart, 2002
- [84] BUESCHER, A. ; RADESPIEL, R.: A method for the aerodynamic analysis and design of nonplanar lifting configurations at transonic speeds. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, München, 2003* (DGLR Jahrbuch, Bd. I DGLR-2003-124), S. 603–612
- [85] WUNDERLICH, T. ; HEPERLE, M.: Entwicklung eines Verfahrens zur aerodynamischen Analyse von Nurflügel-Flugzeugen im Konzeptentwurf / DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology. Braunschweig, 2005 (DLR-Interner Bericht 124-2005/917). – Forschungsbericht
- [86] MALONE, B. ; MASON, W. H.: Analytic Models for Technology Integration in Aircraft Design. In: *AIAA/AHS/ASCE Aircraft Design, Systems and Operations Conference, Dayton, Ohio, USA, 1990*
- [87] MALONE, B. ; MASON, W. H.: Multidisciplinary Optimization in Aircraft Design Using Analytic Technology Models. In: *AIAA/AHS/ASCE Aircraft Design, Systems and Operations Meeting, Baltimore, Maryland, USA, 1991*
- [88] REDEKER, G. ; WICHMANN, G.: Forward Sweep - A Favourable Concept for a Laminar Flow Wing. In: *Journal of Aircraft* 28 (1991), S. 97–103
- [89] NIU, M. C.-Y.: *Airframe Structural Design*. Hong Kong : Conmilit Press Ltd., 1988
- [90] GROTE, K. H. ; FELDHOUSEN, J.: *Dubbel, Taschenbuch für den Maschinenbau*. 21. Auflage. Berlin Heidelberg New York : Springer, 2005
- [91] SCHWARMANN, L. ; RENDINGS, K. H. ; VOLKMANN, G.: Vergleich hochfester Aluminiumlegierungen aus der Sicht der Betriebsfestigkeit. In: *Aluminium* 62 (1986), Nr. 5, S. 354–357
- [92] SCHWARMANN, L.: Comparison of the strength and damage tolerance of aluminium alloys. In: *International Journal of Fatigue* 8 (1986), Nr. 2, S. 73–77
- [93] ALCOA: *Discover Aluminum Again. Discover Alcoa's Cost-effective and Proven New Technology*. <http://www.alcoa.com>, 2009
- [94] JACOB, D.: *Flugzeugbau II SS 2003, Skript zur Vorlesung*. Aachen : Lehrstuhl für Luft- und Raumfahrt, RWTH Aachen, 2003
- [95] ARBEITSKREIS AERODYNAMIK (AD): *Luftfahrttechnisches Handbuch*. Ottobrunn : IABG mbH LTH-Koordinierungsstelle, 2008

- [96] SCHUHMACHER, G. ; MURRA, I. ; WANG, L. ; LAXANDER, A. ; O'LEARY, O. J. ; HEROLD, M.: Multidisciplinary Design Optimization Of A Regional Aircraft Wing Box. In: *9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Atlanta, Georgia, USA, 2002*
- [97] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION DOCUMENT 7488/2 (Hrsg.): *Manual of the ICAO Standard Atmosphere*. Montreal, Canada: International Civil Aviation Organization Document 7488/2, 1964
- [98] PRATT, K. G. ; WALKER, W. G.: A Revised Gust-Load Formula and a Re-Evaluation of V-G Data Taken on Civil Transport Airplanes From 1933 to 1950 / National Advisory Committee for Aeronautics. 1954 (NACA Report 1206). – Forschungsbericht
- [99] COLLAR, A. R.: The Expanding Domain of Aeroelasticity. In: *Journal of the Royal Aeronautical Society* 50 (1946), S. 613–636
- [100] FÖRSCHING, H. W.: *Grundlagen der Aeroelastik*. Berlin Heidelberg New York : Springer-Verlag, 1974
- [101] KEYE, S.: Fluid-Structure Coupled Analysis of a Transport Aircraft and Flight-Test Validation. In: *Journal of Aircraft* 48 (2011), Nr. 2, S. 381–390
- [102] DUGAS, M.: *Ein Beitrag zur Auslegung von Faserverbundtragflügeln im Vorentwurf*, Universität Stuttgart, Diss., Dezember 2002
- [103] DEYOUNG, J. ; HARPER, C. W.: Theoretical Symmetric Span Loading at Subsonic Speeds for Wings Having Arbitrary Plan Form / National Advisory Committee for Aeronautics. 1948 (NACA Technical Report 921). – Forschungsbericht
- [104] WEISSINGER, J.: The Lift Distribution of Swept-Back Wings / National Advisory Committee for Aeronautics. 1947 (NACA Technical Memorandum 1120). – Forschungsbericht
- [105] SMITH, R. ; KERR, P.: Geometric Requirements for Multidisciplinary Analysis of Aerospace-Vehicle Design. In: *4th AIAA/NASA/USAF/OAI Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Cleveland, Ohio, USA, 1992*
- [106] SAMAREH, J. A.: Use of CAD Geometry in MDO. In: *6th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Bellevue, Washington, USA, 1996*
- [107] SAMAREH, J. A.: Status and Future of Geometry Modeling and Grid Generation for Design and Optimization. In: *Journal of Aircraft* 36 (1999), Nr. 1, S. 97–104
- [108] SAMAREH, J. A.: Survey of Shape Parameterization Techniques for High-Fidelity Multidisciplinary Shape Optimization. In: *AIAA Journal* 39 (2001), Nr. 5, S. 877–884
- [109] RONZHEIMER, A.: Prospects of Geometry Parameterization based on Freeform Deformation in MDO. In: WINTER, G. (Hrsg.) ; PERIAUX, J. (Hrsg.) ; HAASE, W. (Hrsg.) ; GALVAN, B. (Hrsg.) ; GONZALEZ, B. (Hrsg.) ; GREINER, D. (Hrsg.) ; BLES, A. (Hrsg.): *ERCOTAC 2006 International Conference*, 2006, S. 1–10. – DLR Projekt MEGAOPT
- [110] SEDERBERG, T. ; PARRY, S.: Free Form Deformation of Solid Geometric Models. In: *Proceedings of SIGGRAPH, ACM Computer Graphics*, 1986, S. 151–160

- 
- [111] HICKS, R. M. ; HENNE, P. A.: Wing design by numerical optimization. In: *Journal of Aircraft* 15 (1978), Nr. 7, S. 407–412
- [112] ORLOWSKI, M.: Analyse verschiedener Verfahren zur Parametrisierung von Geometrien bezüglich Eignung für Optimierung / DLR Institut für Entwurfsaerodynamik. Braunschweig, 1996 (DLR-Interner Bericht 129-96/16). – Forschungsbericht
- [113] SOBIECKSKY, H.: Parametric airfoils and wings. In: *Notes on Numerical Fluid Mechanics* 68 (1998), S. 71–88
- [114] SONG, W. ; KEANE, A. J.: A Study of Shape Parameterisation Methods for Airfoil Optimisation. In: *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, New York, USA*, 2004
- [115] BREZILLON, J. ; DWIGHT, R.: Discrete Adjoint of the Navier-Stokes Equations for Aerodynamic Shape Optimization. In: *Evolutionary and Deterministic Methods for Design, Optimisation and Control with Applications to Industrial and Societal Problems, EURO-GEN*, 2005
- [116] KULFAN, B. M. ; BUSSOLETTI, J. E.: Fundamental Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes. In: *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Portsmouth, Virginia, USA*, 2006
- [117] KULFAN, B. M.: A Universal Parametric Geometry Representation Method–“ CST“. In: *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA*, 2007
- [118] CASTONGUAY, P. ; NADARAJAH, S. K.: Effect of Shape Parameterization on Aerodynamic Shape optimization. In: *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA*, 2007
- [119] SCHÜLER, P.: *Numerische Optimierung von transsonischen Tragflügelprofilen*. 2007. – Diplomarbeit, DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, TU Darmstadt
- [120] SATTLER, S.: *Vergleich und Bewertung von Parametrisierungsmethoden zur Optimierung von transsonischen Tragflügelprofilen*. 2008. – Diplomarbeit, DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, TU Braunschweig
- [121] BUCKLEY, H. P. ; ZHOU, B. Y. ; ZINGG, D. W.: Airfoil Optimization Using Practical Aerodynamic Design Requirements. In: *27th AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Antonio, Texas, USA*, 2009
- [122] KUNZE, P.: *Untersuchung von Parametrisierungsmethoden und Zielfunktionen zur Optimierung von Profilen eines transsonischen Tragflügels*. 2009. – Diplomarbeit, DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau Universität Stuttgart
- [123] JR., H. O. ; BOHLE, M. ; DOHRMANN, U.: *Strömungsmechanik, Grundlagen, Grundgleichungen, Lösungsmethoden, Softwarebeispiele*. 4. Auflage. Wiesbaden : Friedrich Vieweg & Sohn Verlag, 2006
- [124] WILCOX, D. C.: *Turbulence Modeling for CFD*. First Edition. La Cañada, California, USA : DCW Industries, Inc., 1993
- [125] POPE, S. B.: *Turbulent Flows*. Cambridge University Press, 2000

- [126] BLAZEK, J.: *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*. First Edition. Oxford : Elsevier Science Ltd, 2001
- [127] FERZIGER, J. H. ; PERIĆ, M.: *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Third, Rev. Edition. Berlin Heidelberg New York : Springer, 2002
- [128] HIRSCH, C.: *Numerical Computation of Internal and External Flows, Volume 1 Fundamentals of Computational Fluid Dynamics*. Second Edition. Oxford : Butterworth-Heinemann, 2007
- [129] SCHLICHTING, H. ; GERSTEN, K.: *Grenzschicht-Theorie*. 10. Auflage. Berlin : Springer, 2006
- [130] ASHLEY, H. ; LANDAHL, M.: *Aerodynamics of Wings and Bodies*. New York : Dover Publication, Inc., 1965
- [131] HORSTMANN, K.-H.: *Ein Mehrfach-Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen*, Technische Universität Braunschweig, Diss., Dezember 1987
- [132] DIEKER, S. ; REIMERDES, H.-G.: *Elementare Festigkeitslehre im Leichtbau*. Donat Verlag Bremen, 1992
- [133] SPALART, P. R. ; ALLMARAS, S. R.: A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. In: *30th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1992
- [134] LAM, X. B. ; S.KIM, Y. ; HOANG, A. D. ; PARK, C. W.: Coupled Aerostructural Design Optimization Using the Kriging Model and Integrated Multiobjective Optimization Algorithm. In: *Journal of Optimization Theory and Applications* 142 (2009), Nr. 3, S. 533–556
- [135] KAMAKOTI, R. ; SHYY, W.: Fluid-structure interaction for aeroelastic applications. In: *Progress in Aerospace Sciences* 40 (2005), Nr. 8, S. 535–558
- [136] GURUSWAMY, G. P.: A review of numerical fluids/structures interface methods for computations using high-fidelity equations. In: *Journal of Computers and Structures* 80 (2001), S. 31–41
- [137] OBERT, E.: *Aerodynamic Design of Transport Aircraft*. Amsterdam : IOS Press BV, 2009
- [138] JENKINSON, L. R. ; SIMPKIN, P. ; RHODES, D.: *Civil Jet Aircraft Design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1999 (AIAA education series)
- [139] HOWE, D.: *Aircraft Conceptual Design Synthesis*. London and Bury St Edmunds, UK : Professional Engineering Publishing Limited, 2000
- [140] KROO, I.: *Aircraft Design: Synthesis and Analysis*. Version 0.99. Desktop Aeronautics, Inc., 2001
- [141] WICKE, K. ; KRUSE, M. ; LINKE, F.: Mission and Economic Analysis of Aircraft with Natural Laminar Flow. In: *28th Interantional Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2012*, 2012 (ICAS Conference Paper)
- [142] KUNDU, A. K.: *Aircraft Design*. New York, USA : Cambridge University Press, 2010

- 
- [143] GREEN, J. E.: Laminar Flow Control - Back to the Future? In: *38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Seattle, Washington, USA*, 2008
- [144] NYGREN, K. P. ; SCHULZ, R. R.: Breguet's Formulas for Aircraft Range & Endurance - An Application of Integral Calculus. In: *US Military Academy 1996 ASEE Proceedings, Session 1265*, 1996
- [145] Dassault Systems. <http://www.3ds.com>, März 2012
- [146] ZIETHEN, D. R.: *CATIA V5 Makroprogrammierung mit Visual Basic Script*. 2. aktualisierte und erweiterte Auflage. München : Hanser Fachbuchverlag, 2006
- [147] LEDERMANN, C. ; ERMANNI, P. ; KELM, R.: Dynamic CAD object for structural optimization in preliminary aircraft design. In: *Aerospace Science and Technology* 10 (2006), S. 601–610
- [148] DLR INSTITUTE OF AERODYNAMICS AND FLOW TECHNOLOGY (Hrsg.): *Technical Documentation of the DLR TAU-Code Release 2009.1.0*. Braunschweig: DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology, 2009
- [149] BRODERSEN, O. ; HEPERLE, M. ; RONZHEIMER, A. ; ROSSOW, C.-C. ; SCHÖNING, B.: The Parametric Grid Generation System MegaCads. In: *5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulation* National Science Foundation (NSF), B. K. Soni; J. F. Thompson; J. Häuser; P. Eiseman, 1996, S. 353–362
- [150] COLES, D.: The law of the wake in the turbulent boundary layer. In: *Journal of Fluid Mechanics* 1 (1956), Nr. 02, S. 191–226
- [151] ANSYS®. <http://www.ansys.com>, März 2012
- [152] ANSYS INC. (Hrsg.): *ANSYS® Element Reference, Release 11.0*. ANSYS Inc., 2007
- [153] ZIENKIEWICZ, O. C. ; TAYLOR, R. L.: *The Finite Element Method*. Bd. Volume 2: Solid Mechanics. Fifth Edition. Oxford : Butterworth-Heinemann, 2000
- [154] NAGEL, B. ; ROSE, M. ; MONNER, H. P. ; HEINRICH, R.: An Alternative Procedure for FE-Wing Modelling. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Braunschweig*, 2006
- [155] NAGEL, B. ; KINTSCHER, M. ; STREIT, T.: Active and Passive Structural Measures for Aeroelastic Winglet Design. In: *ICAS Congress 2008, Anchorage, Alaska*, 2008
- [156] RUDOLPH, P. K. C.: High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners / National Aeronautics and Space Administration. 1996 (NASA Contractor Report 4746). – Forschungsbericht
- [157] INDUSTRIE-AUSSCHUSS STRUKTUR BERECHNUNGSUNTERLAGEN (IASB): *Handbuch Struktur Berechnung (HSB), Luftfahrttechnisches Handbuch*. München : IABG mbH LTH-Koordinierungsstelle, 1991
- [158] SCHWARMANN, L. ; NGUYEN-HOANG, V. ; HILLING, B.: Rechnerische Abschätzung des Schwingfestigkeitsverhaltens. In: *Aluminium* 65 (1989), Nr. 11, S. 1139–1145
- [159] PALMGREN, A. Z.: Die Lebensdauer von Kugellagern. In: *Zeitschrift des Vereins Deutscher Ingenieure* 68 (1924), Nr. 14, S. 339–341

- [160] MINER, M. A.: Cumulative Damage in Fatigue. In: *Journal of Applied Mechanics* 12 (1945), Nr. 3, S. 159–164
- [161] HEINRICH, R.: Development and Application of TAU-ANSYS Coupling Procedure. In: KROLL, Norbert (Hrsg.) ; SCHWAMBORN, Dieter (Hrsg.) ; BECKER, Klaus (Hrsg.) ; RIEGER, Herbert (Hrsg.) ; THIELE, Frank (Hrsg.): *MEGADESIGN and MegaOpt - German Initiatives for Aerodynamic Simulation and Optimization in Aircraft Design* Bd. 107. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2009, S. 151–167
- [162] BECKERT, A. ; WENDLAND, H.: Multivariate interpolation for fluid-structure-interaction problems using radial basis functions. In: *Aerospace, Science and Technology (AST)* 5 (2001), S. 125–134
- [163] GERHOLD, T.: Efficient Algorithms for Mesh Deformation. In: *ODAS 2006 - 7th ONERA-DLR Aerospace Symposium, Toulouse, France, 2006*
- [164] ROWAN, T. H.: *Functional Stability Analysis of Numerical Algorithms*, Department of Computer Sciences, University of Texas at Austin, USA, Diss., May 1990
- [165] WILD, J.: AeroForce - Thrust/Drag Bookkeeping and Aerodynamic Force Breakdown over Components / DLR Institute of Aerodynamics and Flow Technology. Braunschweig, 1999 (DLR-Interne Bericht 129-99/9). – Forschungsbericht
- [166] MUNK, M. M.: The Minimum Induced Drag of Airfoils / National Advisory Committee for Aeronautics. 1921 (NACA Report 121). – Forschungsbericht
- [167] VIRGINIA TECH (Hrsg.): *LIDRAG - from the Virginia Tech Aerodynamics and Design Software Collection*. Blacksburg, Virginia, USA: Virginia Tech, 2011
- [168] WUNDERLICH, T. F.: Multidisziplinärer Entwurf und Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Aachen, 2009* (DGLR-Tagungsband - Ausgewählte Manuskripte DLRK2009-1181)
- [169] RIVERS, M. B. ; HUNTER, C. A. ; CAMPBELL, R. L.: Further Investigation of the Support System Effects and Wing Twist on the NASA Common Research Model. In: *30th AIAA Applied Aerodynamics Meeting, New Orleans, Louisiana, USA, 2012*
- [170] HERWIG, H.: *Strömungsmechanik, Eine Einführung in die Physik und die mathematische Modellierung von Strömungen*. 2. Auflage. Berlin Heidelberg : Springer-Verlag, 2006

# A Turbulenzmodellierung

## A.1 Zeitmittelung der Grundgleichungen

Die Berechnung turbulenter Strömungen erfolgt mit den Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS). Diesen zeitlich gemittelten Gleichungen liegt die Annahme zugrunde, daß das betrachtete Zeitintervall  $\Delta t$  der zeitlichen Mittelung deutlich größer als die Schwankungsdauer der Turbulenz und gleichzeitig erheblich kürzer als jede Instationarität der gemittelten Größen ist. Jede Strömungsgröße  $f$  wird bei der Reynolds-Mittelung in einen zeitlichen Mittelwert  $\bar{f}$  und einen Schwankungsanteil  $f'$  folgendermaßen aufgeteilt:

$$f = \bar{f} + f' \quad (\text{A.1})$$

Der zeitliche Mittelwert  $\bar{f}$  der Strömungsgröße  $f$  wird bei der Reynolds-Mittelung mit folgender Gleichung bestimmt:

$$\bar{f} = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} f \, dt \quad (\text{A.2})$$

Bei kompressiblen Strömungen bleiben die Produkte aus den Dichte- und Geschwindigkeitschwankungen nach einer Reynolds-Mittelung der Navier-Stokes-Gleichungen erhalten. Dies führt zu unübersichtlichen Gleichungen. Deshalb wird die mit der Dichte gewichtete zeitliche Mittelung für bestimmte Strömungsgrößen zur Einführung des turbulenten Strömungsverhaltens in kompressiblen Strömungen verwendet. Diese Mittelung wird als Favre-Mittelung bezeichnet und ist folgendermaßen definiert:

$$f = \tilde{f} + f'' \quad (\text{A.3})$$

Der mit der Dichte gewichtete Mittelwert  $\tilde{f}$  der Strömungsgröße  $f$  wird bei der Favre-Mittelung folgendermaßen bestimmt:

$$\tilde{f} = \frac{\frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} \rho f \, dt}{\frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} \rho \, dt} = \frac{\overline{\rho f}}{\bar{\rho}} \quad (\text{A.4})$$

Für die Zeitmittelung der Grundgleichungen werden die Dichte  $\rho$  und der Druck  $p$  entsprechend der Reynolds-Mittelung nach Gleichung A.1 in einen Mittelwert  $\bar{f}$  und einen Schwankungsanteil  $f'$  aufgeteilt. Die Geschwindigkeiten  $u, v, w$ , die Temperatur  $T$ , die spezifische Gesamtenergie  $E$  und die spezifische Gesamtenthalpie  $H$  werden hingegen entsprechend der Favre-Mittelung nach Gleichung A.3 in einen Mittelwert  $\tilde{f}$  und einen Schwankungsanteil  $f''$  aufgeteilt. Diese Aufteilung der Strömungsgrößen wird z.B. von Blazek [126] und von Oertel, Bohle und Dohrmann [123] vorgenommen. Anschließend erfolgt die Zeitmittelung der gesamten Gleichungen. Wichtige Rechenregeln für die Zeitmittelung der Gleichungen werden z.B. in Herwig [170] angegeben. Die zeitlich gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen für kompressible Strömungen nehmen nach Blazek [126] bzw. Wilcox [124] folgende Form an:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (\bar{\rho} \tilde{u}) + \frac{\partial}{\partial y} (\bar{\rho} \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial z} (\bar{\rho} \tilde{w}) = 0 \quad (\text{A.5})$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}) + \frac{\partial}{\partial x} (\bar{\rho} \tilde{u}^2 + \bar{p} - \bar{\tau}_{xx} + \overline{\rho u''^2}) + \frac{\partial}{\partial y} (\bar{\rho} \tilde{u} \tilde{v} - \bar{\tau}_{yx} + \overline{\rho u'' v''}) + \frac{\partial}{\partial z} (\bar{\rho} \tilde{u} \tilde{w} - \bar{\tau}_{zx} + \overline{\rho u'' w''}) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x} (\bar{\rho} \tilde{u} \tilde{v} - \bar{\tau}_{xy} + \overline{\rho u'' v''}) + \frac{\partial}{\partial y} (\bar{\rho} \tilde{v}^2 + \bar{p} - \bar{\tau}_{yy} + \overline{\rho v''^2}) + \frac{\partial}{\partial z} (\bar{\rho} \tilde{v} \tilde{w} - \bar{\tau}_{zy} + \overline{\rho v'' w''}) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{w}) + \frac{\partial}{\partial x} (\bar{\rho} \tilde{u} \tilde{w} - \bar{\tau}_{xz} + \overline{\rho u'' w''}) + \frac{\partial}{\partial y} (\bar{\rho} \tilde{v} \tilde{w} - \bar{\tau}_{yz} + \overline{\rho v'' w''}) + \frac{\partial}{\partial z} (\bar{\rho} \tilde{w}^2 + \bar{p} - \bar{\tau}_{zz} + \overline{\rho w''^2}) &= 0 \end{aligned} \quad (\text{A.6})$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{E}) + \frac{\partial}{\partial x} \left( \bar{\rho} \tilde{u} \tilde{H} + \overline{\rho u'' h''} - \lambda \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x} - \tilde{u} (\bar{\tau}_{xx} - \overline{\rho u''^2}) - \tilde{v} (\bar{\tau}_{xy} - \overline{\rho u'' v''}) - \tilde{w} (\bar{\tau}_{xz} - \overline{\rho u'' w''}) \right. \\ \left. - \overline{u'' \tau_{xx}} - \overline{v'' \tau_{xy}} - \overline{w'' \tau_{xz}} + \overline{\rho u'' \frac{1}{2} (u''^2 + v''^2 + w''^2)} \right) \\ + \frac{\partial}{\partial y} \left( \bar{\rho} \tilde{v} \tilde{H} + \overline{\rho v'' h''} - \lambda \frac{\partial \tilde{T}}{\partial y} - \tilde{u} (\bar{\tau}_{yx} - \overline{\rho u'' v''}) - \tilde{v} (\bar{\tau}_{yy} - \overline{\rho v''^2}) - \tilde{w} (\bar{\tau}_{yz} - \overline{\rho v'' w''}) \right. \\ \left. - \overline{u'' \tau_{yx}} - \overline{v'' \tau_{yy}} - \overline{w'' \tau_{yz}} + \overline{\rho v'' \frac{1}{2} (u''^2 + v''^2 + w''^2)} \right) \\ + \frac{\partial}{\partial z} \left( \bar{\rho} \tilde{w} \tilde{H} + \overline{\rho w'' h''} - \lambda \frac{\partial \tilde{T}}{\partial z} - \tilde{u} (\bar{\tau}_{zx} - \overline{\rho u'' w''}) - \tilde{v} (\bar{\tau}_{zy} - \overline{\rho v'' w''}) - \tilde{w} (\bar{\tau}_{zz} - \overline{\rho w''^2}) \right. \\ \left. - \overline{u'' \tau_{zx}} - \overline{v'' \tau_{zy}} - \overline{w'' \tau_{zz}} + \overline{\rho w'' \frac{1}{2} (u''^2 + v''^2 + w''^2)} \right) = 0 \end{aligned} \quad (\text{A.7})$$

Bei turbulenten Strömungen wird in der Regel die auf die Masse bezogene mittlere kinetische Energie der turbulenten Schwankungsbewegung  $\tilde{k}$  entsprechend folgender Gleichung definiert:

$$\tilde{k} = \frac{\overline{\rho \frac{1}{2} (u''^2 + v''^2 + w''^2)}}{\bar{\rho}} \quad (\text{A.8})$$

Die zeitliche Mittelung der mittleren kinetischen Energie der turbulenten Schwankungsbewegung  $\tilde{k}$  erfolgt hierbei, wie aus der Definition ersichtlich, mit der Favre-Mittelung.

In Gleichung A.7 ist  $\tilde{E}$  die spezifische Gesamtenergie der turbulenten Strömung, welche die auf die Masse bezogene mittlere kinetische Energie der turbulenten Schwankungsbewegung  $\tilde{k}$  beinhaltet und entsprechend folgender Gleichung definiert ist:

$$\tilde{E} = \tilde{e} + \frac{1}{2} (\tilde{u}^2 + \tilde{v}^2 + \tilde{w}^2) + \tilde{k} \quad (\text{A.9})$$

Analog dazu ist die spezifische Gesamtenthalpie der turbulenten Strömung  $\tilde{H}$  folgendermaßen definiert:

$$\tilde{H} = \tilde{h} + \frac{1}{2} (\tilde{u}^2 + \tilde{v}^2 + \tilde{w}^2) + \tilde{k} \quad (\text{A.10})$$

Die zeitlich gemittelte Kontinuitätsgleichung A.5 für turbulente Strömungen entspricht der Kontinuitätsgleichung 5.15 für laminare Strömungen, wenn die zeitlich gemittelten Strömungsgrößen betrachtet werden. Im Gegensatz dazu treten in den Gleichungen A.6 für die Impulserhaltung und in der Gleichung A.7 für die Erhaltung der Energie zusätzliche Terme mit Produkten aus turbulenten Schwankungsgrößen auf.



Die turbulenten Zusatzterme in den Gleichungen A.6 für die Impulserhaltung werden als Ergänzung zum zeitlich gemittelten Spannungstensor  $\bar{\bar{\tau}}$  in Form des Reynolds'schen Spannungstensors  $\bar{\tau}^R$  zusammengefaßt. Die Komponenten des Reynolds'schen Spannungstensors  $\bar{\tau}^R$  sind hierbei:

$$\begin{aligned}\tau_{xx}^R &= -\overline{\rho u''^2} \\ \tau_{yy}^R &= -\overline{\rho v''^2} \\ \tau_{zz}^R &= -\overline{\rho w''^2} \\ \tau_{xy}^R &= \tau_{yx}^R = -\overline{\rho u'' v''} \\ \tau_{xz}^R &= \tau_{zx}^R = -\overline{\rho u'' w''} \\ \tau_{yz}^R &= \tau_{zy}^R = -\overline{\rho v'' w''}\end{aligned}\tag{A.11}$$

Die turbulenten Zusatzterme in der Gleichung A.7 für die Energieerhaltung haben nach Blazek [126] folgende physikalische Bedeutung:

$$\begin{aligned}\frac{\partial}{\partial x} (\overline{\rho u'' h''}) , \frac{\partial}{\partial y} (\overline{\rho v'' h''}) , \frac{\partial}{\partial z} (\overline{\rho w'' h''}) &\quad - \text{turbulenter Wärmetransport,} \\ \frac{\partial}{\partial x} (\overline{u'' \tau_{xx}}) , \frac{\partial}{\partial x} (\overline{v'' \tau_{xy}}) , \frac{\partial}{\partial x} (\overline{w'' \tau_{xz}}) , \\ \frac{\partial}{\partial y} (\overline{u'' \tau_{yx}}) , \frac{\partial}{\partial y} (\overline{v'' \tau_{yy}}) , \frac{\partial}{\partial y} (\overline{w'' \tau_{yz}}) , &\quad - \text{molekulare Diffusion von } \tilde{k}, \\ \frac{\partial}{\partial z} (\overline{u'' \tau_{zx}}) , \frac{\partial}{\partial z} (\overline{v'' \tau_{zy}}) , \frac{\partial}{\partial z} (\overline{w'' \tau_{zz}}) & \\ \frac{\partial}{\partial x} \left( \overline{\rho u'' \frac{1}{2} (u''^2 + v''^2 + w''^2)} \right) , \\ \frac{\partial}{\partial y} \left( \overline{\rho v'' \frac{1}{2} (u''^2 + v''^2 + w''^2)} \right) , &\quad - \text{turbulenter Transport von } \tilde{k}. \\ \frac{\partial}{\partial z} \left( \overline{\rho w'' \frac{1}{2} (u''^2 + v''^2 + w''^2)} \right) &\end{aligned}$$

In Analogie zur Einführung des Reynolds'schen Spannungstensors werden auch die Terme des turbulenten Wärmetransports in Gleichung A.7 als Ergänzung zum zeitlich gemittelten Vektor der Wärmestromdichte  $\tilde{\vec{q}} = -\lambda \nabla \tilde{T}$  verstanden und als Vektor der Reynolds'schen Wärmestromdichte  $\vec{q}^R$  bezeichnet. Die Komponenten des Reynolds'schen Wärmestromdichtevektors  $\vec{q}^R$  sind hierbei:

$$\begin{aligned}q_x^R &= \overline{\rho u'' h''} \\ q_y^R &= \overline{\rho v'' h''} \\ q_z^R &= \overline{\rho w'' h''}\end{aligned}\tag{A.12}$$

Weiterhin stellen die turbulenten Zusatzterme in den Gleichungen A.6 und A.7 neben den zeitlich gemittelten Strömungsgrößen zusätzliche Unbekannte der Strömung dar. Diese zusätzlichen Unbekannten führen zu dem Schließungsproblem der turbulenten Strömung. Mit Turbulenzmodellen wird ein Zusammenhang zwischen den unbekannten Termen der Schwankungsgrößen und den Strömungsgrößen der mittleren Bewegung hergestellt und somit das Gleichungssystem geschlossen.

## A.2 Turbulenzmodellierung mit Wirbelviskositäts-Modellen

Für die Bestimmung des Reynolds'schen Spannungstensors  $\bar{\tau}^R$  wird bei den Wirbelviskositäts-Modellen die Hypothese von Boussinesq verwendet. Dabei wird in Analogie zur laminaren Strömung durch die Einführung der Wirbelviskosität  $\mu_t$  ein Zusammenhang zwischen den Geschwindigkeitsgradienten der Strömung und dem Reynolds'schen Spannungstensor hergestellt. Die Wirbelviskosität stellt somit keinen Stoffwert sondern eine Strömungsgröße der turbulenten Strömung dar. Mit diesem Ansatz ergeben sich für die Komponenten des Reynolds'schen Spannungstensors  $\bar{\tau}^R$  z.B. nach Herwig [170] folgende Gleichungen:

$$\begin{aligned}
 \tau_{xx}^R &= \mu_t \left( 2 \frac{\partial \tilde{u}}{\partial x} - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial \tilde{u}}{\partial x} + \frac{\partial \tilde{v}}{\partial y} + \frac{\partial \tilde{w}}{\partial z} \right) \right) - \frac{2}{3} \bar{\rho} \tilde{k} \\
 \tau_{yy}^R &= \mu_t \left( 2 \frac{\partial \tilde{v}}{\partial y} - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial \tilde{u}}{\partial x} + \frac{\partial \tilde{v}}{\partial y} + \frac{\partial \tilde{w}}{\partial z} \right) \right) - \frac{2}{3} \bar{\rho} \tilde{k} \\
 \tau_{zz}^R &= \mu_t \left( 2 \frac{\partial \tilde{w}}{\partial z} - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial \tilde{u}}{\partial x} + \frac{\partial \tilde{v}}{\partial y} + \frac{\partial \tilde{w}}{\partial z} \right) \right) - \frac{2}{3} \bar{\rho} \tilde{k} \\
 \tau_{xy}^R &= \tau_{yx}^R = \mu_t \left( \frac{\partial \tilde{u}}{\partial y} + \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x} \right) \\
 \tau_{xz}^R &= \tau_{zx}^R = \mu_t \left( \frac{\partial \tilde{u}}{\partial z} + \frac{\partial \tilde{w}}{\partial x} \right) \\
 \tau_{yz}^R &= \tau_{zy}^R = \mu_t \left( \frac{\partial \tilde{v}}{\partial z} + \frac{\partial \tilde{w}}{\partial y} \right)
 \end{aligned} \tag{A.13}$$

Eine weit verbreitete Modellierung der Terme des turbulenten Wärmetransports erfolgt ebenfalls in Anlehnung an den Wärmetransport bei der laminaren Strömung. Dazu wird die turbulente Wärmeleitfähigkeit  $\lambda_t$  zur Herstellung eines Zusammenhangs zwischen den Reynolds'schen Wärmestromdichten und den Temperaturgradienten eingeführt. Im Gegensatz zur molekularen Wärmeleitfähigkeit  $\lambda$  stellt die turbulente Wärmeleitfähigkeit  $\lambda_t$  keine Stoffgröße sondern eine Strömungsgröße der turbulenten Strömung dar. Für die Komponenten des Vektors der Reynolds'schen Wärmestromdichte ergeben sich z.B. nach Herwig [170] folgende Gleichungen:

$$\begin{aligned}
 q_x^R &= -\lambda_t \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x} \\
 q_y^R &= -\lambda_t \frac{\partial \tilde{T}}{\partial y} \\
 q_z^R &= -\lambda_t \frac{\partial \tilde{T}}{\partial z}
 \end{aligned} \tag{A.14}$$

Die turbulente Wärmeleitfähigkeit  $\lambda_t$  wird über die turbulente Prandtl-Zahl  $Pr_t$  in Zusammenhang mit der Wirbelviskosität  $\mu_t$  gebracht und ist analog zur molekularen Wärmeleitfähigkeit folgendermaßen definiert:

$$\lambda_t = \frac{\mu_t c_p}{Pr_t} \tag{A.15}$$

Dabei wird für die turbulente Prandtl-Zahl  $Pr_t$  in der Regel ein konstanter Wert im gesamten Strömungsfeld angenommen ( $Pr_t = 0.9$  für Luft).

Neben den beschriebenen Modellierungen des Reynolds'schen Spannungstensors  $\bar{\tau}^R$  und des Reynolds'schen Wärmestromdichtevektors  $\bar{q}^R$  sind noch weitere turbulente Schwankungsterme

in der Gleichung A.7 für die Energieerhaltung enthalten. Diese turbulenten Schwankungsterme beschreiben die molekulare Diffusion von  $\tilde{k}$  und den turbulenten Transport von  $\tilde{k}$  und werden nach Blazek [126] bei vielen Turbulenzmodellierungen vollständig vernachlässigt.

Der hier beschriebene Ansatz, die turbulenten Schwankungsterme der zeitlich gemittelten Grundgleichungen kompressibler Strömungen auf die Wirbelviskosität  $\mu_t$  zu reduzieren, stellt die Basis der Wirbelviskositäts-Modelle dar. Dieser Ansatz ist deshalb besonders weit verbreitet, weil die zeitlich gemittelten Grundgleichungen turbulenter Strömungen (A.5, A.6, A.7) analog zu den Grundgleichungen laminarer Strömungen (5.15, 5.16, 5.17) zur Berechnung verwendet werden können. Dazu müssen für die Berechnung der turbulenten Strömung die zeitlich gemittelten Strömungsgrößen verwendet und anstelle der dynamischen Viskosität  $\mu$  die Summe aus der dynamischen Viskosität bei laminarer Strömung  $\mu_l$  und der Wirbelviskosität  $\mu_t$  entsprechend folgender Gleichung eingesetzt werden:

$$\mu = \mu_l + \mu_t \quad (\text{A.16})$$

Die dynamische Viskosität bei laminarer Strömung  $\mu_l$  kann dabei in Abhängigkeit von der Temperatur entsprechend Gleichung 5.24 bestimmt werden. Auch anstelle der Wärmeleitfähigkeit  $\lambda$  in Gleichung 5.17 wird die Summe aus der Wärmeleitfähigkeit bei laminarer Strömung  $\lambda_l$  und der turbulenten Wärmeleitfähigkeit  $\lambda_t$  für die Berechnung der turbulenten Strömung entsprechend folgender Gleichung eingesetzt:

$$\lambda = \lambda_l + \lambda_t = c_p \left( \frac{\mu_l}{Pr_l} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \quad (\text{A.17})$$

Weiterhin findet dieser Ansatz deshalb weite Verbreitung, weil es lediglich die Wirbelviskosität  $\mu_t$  mit einem Turbulenzmodell zu modellieren gilt.

## A.3 Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras

Das Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras [133] ist ein sogenanntes Eingleichungsmodell, welches auf dem im vorherigen Abschnitt beschriebenen Ansatz der Wirbelviskositäts-Modelle basiert. Bei den Eingleichungsmodellen wird die Wirbelviskosität mit einer partiellen Differentialgleichung mit dem Strömungsfeld in Verbindung gebracht.

Das Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras wurde für Anwendungen in der Luftfahrt entwickelt und stellt dort eines der Standardmodelle dar. Weiterhin ist dieses Turbulenzmodell einfach aufgebaut und besitzt einen gegenüber anderen Turbulenzmodellen geringen Rechenaufwand. Ein Vorteil des Turbulenzmodells von Spalart und Allmaras ist seine numerische Robustheit, welche auf die lineare Abnahme der Turbulenzgröße in Wandnähe bis zum Verschwinden an der Wand selbst zurückzuführen ist. Weiterhin ist das Turbulenzmodell zur Beschreibung von Strömungen in Wandnähe gut geeignet. Ein Nachteil des Modells ist, daß die Turbulenzgröße in freier Strömung erhalten bleibt und nicht der Realität entsprechend abnimmt. Auf Strömungsablösungen reagiert das Turbulenzmodell etwas träge, was für die hier betrachtete Simulation unter Reiseflugbedingungen eine untergeordnete Rolle spielt.

Hier soll das Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras mit Berücksichtigung von Änderungen der Dichte entsprechend der Implementierung im TAU-Code [14], [15], [16] angegeben werden. In der technischen Dokumentation des TAU-Codes [148] wird für das Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras folgende partielle Differentialgleichung zur Bestimmung der Wirbelviskosität angegeben:

$$\begin{aligned}
& \frac{\partial}{\partial t}(\rho\hat{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x} \left( \rho u \hat{\nu} - \frac{\mu_l + \rho\hat{\nu}}{\sigma} \frac{\partial \hat{\nu}}{\partial x} \right) \\
& + \frac{\partial}{\partial y} \left( \rho v \hat{\nu} - \frac{\mu_l + \rho\hat{\nu}}{\sigma} \frac{\partial \hat{\nu}}{\partial y} \right) \\
& + \frac{\partial}{\partial z} \left( \rho w \hat{\nu} - \frac{\mu_l + \rho\hat{\nu}}{\sigma} \frac{\partial \hat{\nu}}{\partial z} \right) \\
& - \rho \frac{c_{b2}}{\sigma} \left( \left( \frac{\partial \hat{\nu}}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial \hat{\nu}}{\partial y} \right)^2 + \left( \frac{\partial \hat{\nu}}{\partial z} \right)^2 \right) - c_{b1} \rho \hat{S} \hat{\nu} + c_{w1} f_w \rho \left( \frac{\hat{\nu}}{d} \right)^2 = 0
\end{aligned} \tag{A.18}$$

Diese Differentialgleichung beschreibt den Transport einer modifizierten kinematischen Wirbelviskosität  $\hat{\nu}$ , welche über folgende Gleichung mit der in den Gleichungen A.16 und A.17 benötigten dynamischen Wirbelviskosität  $\mu_t$  verbunden ist:

$$\mu_t = f_{v1} \rho \hat{\nu} \tag{A.19}$$

Dabei wird die Funktion  $f_{v1}$  mit folgender Gleichung bestimmt:

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3} \quad \text{mit} \quad \chi = \frac{\rho \hat{\nu}}{\mu_l} \tag{A.20}$$

Der Term  $c_{b1} \rho \hat{S} \hat{\nu}$  in Gleichung A.18 beschreibt die Produktion der modifizierten kinematischen Wirbelviskosität  $\hat{\nu}$  und ist über folgende Gleichung mit der Wirbelstärke  $\vec{\omega} = \text{rot } \vec{V}$  gekoppelt:

$$\hat{S} = |\vec{\omega}| + \frac{\hat{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad \text{mit} \quad \vec{\omega} = \begin{pmatrix} \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \\ \frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial x} \\ \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \end{pmatrix} \tag{A.21}$$

Hierbei ist  $d$  der Wandabstand und die Funktion  $f_{v2}$  wird mit folgender Gleichung berechnet:

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad \text{mit} \quad \chi = \frac{\rho \hat{\nu}}{\mu_l} \tag{A.22}$$

Mit dem Term  $c_{w1} f_w \rho \left( \frac{\hat{\nu}}{d} \right)^2$  in Gleichung A.18 wird der Abbau der modifizierten kinematischen Wirbelviskosität  $\hat{\nu}$  in Abhängigkeit vom Wandabstand  $d$  beschrieben. Dafür wird folgende Gleichung angesetzt:

$$f_w = g \left( \frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right)^{1/6} \tag{A.23}$$

Dabei wird die Funktion  $g$  mit folgender Gleichung bestimmt:

$$g = r + c_{w2} (r^6 - r) \quad \text{mit} \quad r = \frac{\hat{\nu}}{\hat{S} \kappa^2 d^2} \tag{A.24}$$

Weiterhin werden folgende Funktionen und Konstanten zur Schließung des Turbulenzmodells von Spalart und Allmaras verwendet:

$$\begin{aligned}
c_{b1} &= 0.1355, & c_{b2} &= 0.622, & c_{v1} &= 7.1, & c_{w1} &= \frac{c_{b1}}{\kappa^2} + \frac{c_{b2} + 1}{\sigma}, \\
c_{w2} &= 0.3, & c_{w3} &= 2.0, & \kappa &= 0.41, & \sigma &= 2/3
\end{aligned} \tag{A.25}$$

## B Ergebnisse der Tragflügeloptimierungen

### B.1 Optimierungen des Innenflügelprofils und der Verwindung

Tabelle B.2 gibt einen Überblick über die verwendeten Tragflügelgeometrien der Profil- und Verwindungsoptimierungen von Abschnitt 6.2. Die dabei berücksichtigten Entwurfsparameter werden in Tabelle B.2 angegeben.

		Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)	Vorwärts gepfeilter Tragflügel (FSW)
Streckung	$A$	10	10
Pfeilung Vorderkante	$\varphi_{LE}$	$35^\circ$	$-24^\circ$
Pfeilung bei $x/c = 0.5$	$\varphi_{0.5}$	$29.5^\circ$	$-30.1^\circ$
Pfeilung bei $x/c = 0.425$	$\varphi_{0.425}$	$30.4^\circ$	$-29.2^\circ$
Pfeilung Hinterkante	$\varphi_{TE}$	$23.4^\circ$	$-35.4^\circ$
Zuspitzung	$\lambda$	0.2	0.2
Verwindung	$\varepsilon_{jig,1}$ bei $\eta = 0.0$	0.0	0.0
	$(t/c)_1$ bei $\eta = 0.0$	0.118	0.118
	$(t/c)_2$ bei $\eta = 0.05$	0.118	0.118
	$(t/c)_3$ bei $\eta = 0.35$	0.097	0.097
Relative Profildicken	$(t/c)_4$ bei $\eta = 0.65$	0.090	0.090
	$(t/c)_5$ bei $\eta = 0.95$	0.085	0.085
	$(t/c)_6$ bei $\eta = 0.975$	0.085	0.085
	$(t/c)_7$ bei $\eta = 1.0$	0.085	0.085
Profilform	Bei $\eta = 0.35$ bis $\eta = 1.0$	F12-Profil	F12-Profil

Tabelle B.1: Überblick über die verwendeten Tragflügelgeometrien der Profil- und Verwindungsoptimierungen.

		Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)	Vorwärts gepfeilter Tragflügel (FSW)
Verwindung	$\varepsilon_{jig,7}$ bei $\eta = 1.0$	$\varepsilon_{jig}$	$\varepsilon_{jig}$
Profilform Oberseite	Bei $\eta = 0.0$ und $\eta = 0.05$	$(\Delta B_1)_u$ bis $(\Delta B_5)_u$	$(\Delta B_1)_u$ bis $(\Delta B_5)_u$
Profilform Unterseite	Bei $\eta = 0.0$ und $\eta = 0.05$	$(\Delta B_1)_l$ bis $(\Delta B_5)_l$	$(\Delta B_1)_l$ bis $(\Delta B_5)_l$

Tabelle B.2: Überblick über die verwendeten Entwurfsparameter der Profil- und Verwindungsoptimierungen.

Weiterhin sind die Zahlenwerte aller Entwurfsparameter der Profil- und Verwindungsoptimierungen in Tabelle B.3 jeweils für die Ausgangsflügel und die optimierten Tragflügel angegeben. Die sich aus diesen Zahlenwerten ergebenden Profilgeometrien sind in den Bildern 6.4 und 6.5 dargestellt.

Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)			
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel
Verwindung	$\varepsilon_{jig}$	-3.0 °	-1.0 °
Profilparameter Oberseite	$(B_0)_u$	0.128465	0.211798
	$(B_1)_u$	0.140568	0.173901
	$(B_2)_u$	0.182212	0.181979
	$(B_3)_u$	0.204198	0.113976
	$(B_4)_u$	0.182922	0.281224
Profilparameter Unterseite	$(B_0)_l$	-0.131518	-0.127551
	$(B_1)_l$	-0.129243	-0.227583
	$(B_2)_l$	-0.239155	-0.275845
	$(B_3)_l$	-0.060987	-0.078541
	$(B_4)_l$	0.019037	0.063520
Vorwärts gepfeilter Tragflügel (FSW)			
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel
Verwindung	$\varepsilon_{jig}$	2.0 °	1.24 °
Profilparameter Oberseite	$(B_0)_u$	0.128465	0.127473
	$(B_1)_u$	0.140568	0.076479
	$(B_2)_u$	0.182212	0.184086
	$(B_3)_u$	0.204198	0.279317
	$(B_4)_u$	0.182922	0.278160
Profilparameter Unterseite	$(B_0)_l$	-0.131518	-0.036933
	$(B_1)_l$	-0.129243	-0.134906
	$(B_2)_l$	-0.239155	-0.231748
	$(B_3)_l$	-0.060987	-0.146172
	$(B_4)_l$	0.019037	0.099593

Tabelle B.3: Geometrien der Optimierungen des Innenflügelprofils und der Verwindung mit der Gleitzahl als Zielfunktion.

## B.2 Reichweiten- und Effizienzoptimierungen

Einen Überblick über die aus den multidisziplinären Optimierungen von Abschnitt 6.3.2 folgenden Tragflügelgeometrien erfolgt in Tabelle B.4 für die Optimierung mit der Reichweite als Zielfunktion und in Tabelle B.5 für die Optimierung mit dem auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauch im Vergleich zur Flügelgeometrie des jeweiligen Ausgangsflügels.

Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)			
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel
Streckung	$A$	10.0	5.57
Pfeilung Vorderkante	$\varphi_{LE}$	$35.0^\circ$	$27.1^\circ$
Zuspitzung	$\lambda$	0.2	0.228
Verwindung	$\varepsilon_{jig}$	$-1.0^\circ$	$-3.8^\circ$
Relative Profildicken	$(t/c)_1$	0.118	0.110
	$(t/c)_3$	0.097	0.088
	$(t/c)_4$	0.090	0.064
	$(t/c)_5$	0.085	0.092
Vorwärts gepfeilter Tragflügel (FSW)			
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel
Streckung	$A$	10.0	6.07
Pfeilung Vorderkante	$\varphi_{LE}$	$-24.0^\circ$	$-15.9^\circ$
Zuspitzung	$\lambda$	0.2	0.231
Verwindung	$\varepsilon_{jig}$	$1.24^\circ$	$-0.5^\circ$
Relative Profildicken	$(t/c)_1$	0.118	0.133
	$(t/c)_3$	0.097	0.082
	$(t/c)_4$	0.090	0.077
	$(t/c)_5$	0.085	0.092

Tabelle B.4: Geometrien der Grundrißoptimierungen mit der Reichweite als Zielfunktion.

Rückwärts gepfeilter Tragflügel (BSW)			
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel
Streckung	$A$	10.0	7.34
Pfeilung Vorderkante	$\varphi_{LE}$	$35.0^\circ$	$28.6^\circ$
Zuspitzung	$\lambda$	0.2	0.185
Verwindung	$\varepsilon_{jig}$	$-1.0^\circ$	$-1.7^\circ$
Relative Profildicken	$(t/c)_1$	0.118	0.107
	$(t/c)_3$	0.097	0.091
	$(t/c)_4$	0.090	0.073
	$(t/c)_5$	0.085	0.089
Vorwärts gepfeilter Tragflügel (FSW)			
		Ausgangsflügel	Optimierter Flügel
Streckung	$A$	10.0 (7.0)	7.66
Pfeilung Vorderkante	$\varphi_{LE}$	$-24.0^\circ$	$-15.0^\circ$
Zuspitzung	$\lambda$	0.2	0.258
Verwindung	$\varepsilon_{jig}$	$1.24^\circ$ (0.0°)	$-0.1^\circ$
Relative Profildicken	$(t/c)_1$	0.118	0.113
	$(t/c)_3$	0.097	0.086
	$(t/c)_4$	0.090	0.073
	$(t/c)_5$	0.085	0.078

Tabelle B.5: Geometrien der Grundrißoptimierung mit der Effizienz als Zielfunktion.







ISSN 1434-8454

ISRN DLR-FB—2013-34